
Автопилоты
ОБОРОНГИЗ
1939

ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ПИЛОТИРОВАНИЯ И АВТОПИЛОТЫ

СБОРНИК СТАТЕЙ

Перевод с английского
инж. В. В. СОЛОДОВНИКОВА

Под редакцией
руководителя кафедры авиационных приборов Кр. МММИ им. Н. Э. Баумана

Г. В. ЩИПАНОВА

НКАП СССР
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

МОСКВА 1939 ЛЕНИНГРАД

Книга представляет сборник переводных статей по автоматическим пилотам. В сборник вошли статьи:

1. Общая теория автоматического регулирования,
2. Автопилот Сименса для самолетов,
3. Гиропилот Сперри,
4. Автопилот Гендерсона,
5. Автопилот Минорского,
6. Британский автопилот,
7. Автопилот Сперри для самолетов,
8. Автопилот Поллок Браун.

Сборник не претендует на исчерпывающее изложение вопроса, однако основные принципы автоматического пилотирования и их конкретизация в различных системах автопилотов выражены достаточно отчетливо.

Книга предназначена для читателей, знакомых в общих чертах с современным состоянием вопроса и желающих ознакомиться с различными конструкциями автопилотов и с достижениями в этой области.

Редактор *Г. В. Щипанов* Техн. редактор *А. Н. Сазари*

Сдано в набор 11/III 1939 г. Подписано к печ. 8/VI 1939 г. Автор. дог. № 289. Инд. А-70-5(4)-3. Тираж. 6000. Кол. печ. лист. $7^3/_4$. Учетно-авт. лист. 8,78. Формат бум. $60\times92/_{16}$. Уполн. Главл. А-12737. Зак. № 434.

Типография Оборонгиза. Киев, Крещатик, № 42.

ВВЕДЕНИЕ

Автоматическое регулирование в более или менее общем виде можно определить, как поддержание заданного, заранее выбранного значения или закона изменения физической величины или же характеристики состояния и поведения какого-либо процесса, например, положения, скорости, давления, температуры, течения жидкости и т. д. К автоматическому регулированию в настоящее время проявляется громадный интерес. В одних случаях оно используется как средство сбережения человеческих усилий, например, в применении к самолету при перелетах на дальние дистанции; в других — оно необходимо для получения такого высокого качества работы агрегата, установки, машины и т. д., которое недостижимо при помощи ручного управления (паровые котлы). Наконец, к автоматическому регулированию иногда прибегают потому, что обстоятельства не позволяют воспользоваться каким-либо из видов неавтоматического контроля (управление торпедами).

Круг вопросов, охватываемый предметом, очень широк, но в теории и на практике его можно резко и естественно разделить на две области по признаку наличия или отсутствия количества движения или его эквивалента среди факторов, влияющих на регулируемую величину либо характеристику. Автоматическое управление рулем корабля, цель которого заключается в том, чтобы заставить корабль следовать предписанному курсу, относится к первой области вопросов, так как в этом случае количество движения, с которым корабль отклоняется от своего курса или возвращается к нему, играет важную роль в действии системы контроля. Автоматическое регулирование температуры относится ко второй области, так как, вообще говоря, повышение или понижение температуры тела не сопровождается никаким эффектом, связанным с наличием количества движения.

Вообще говоря, обе области вопросов нуждаются в самостоятельном рассмотрении, так как устройства для автоматического управления при наличии количества движения—будем их называть устройствами первого рода,—настолько сходны по выполняемым функциям, что их полезно изучать в свете некоторых общих принципов, образующих общую теорию автоматического регулирования. Эти же принципы относятся и к устройствам для регулирования в случае отсутствия количества движения; будем их называть устройствами второго рода. Поэтому введение в сферу общей теории устройств второго рода, в значительной мере индивидуальных в отношении способа действия и деталей конструкции, мало или почти ничего не прибавляет к тому, что дает рассмотрение устройств первого рода. В большинстве случаев устройства второго рода проще рассматривать как отдельные приборы, каждый из которых действует способом, характерным для него и для частной задачи, им выполняемой. Некоторые механические элементы конструкции, например

«следящие» приспособления, будут, конечно, аналогичны в устройствах обоих родов. Однако наличие фактора, связанного с количеством движения, в устройствах первого рода и отсутствие его в устройствах второго рода создает между ними, можно считать, существенное различие.

В настоящем сборнике статей мы ограничимся изложением общей теории регулирования и описанием типичных систем регулирования первого рода. Устройствами такого рода, осуществленными на практике, являются многочисленные приборы для управления направлением движения или положением массивных тел, например, морских судов, торпед и самолетов.

Автоматическое управление рулями кораблей системы Сперри (Sperry), Брауна (Brown), Минорского (Minorsky), Гендерсона (Henderson) может служить примером автоматического регулирования движения тела вокруг одной оси. Контроль курса и глубины погружения торпед представляет собой пример регулирования, по крайней мере, относительно двух осей. Существующие системы автопилотов — Сименса (Simens), Сперри, Смита (Smith) (British RAE) и Поллок Брауна (Pollock Brown) являются системами регулирования относительно одной, двух или всех трех осей одновременно и могут, как в случае системы Сименса, сопровождаться дополнительным автоматическим регулированием высоты.

СТАТЬЯ 1

ОБЩАЯ ТЕОРИЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

Если принять некоторые упрощающие предположения, то для построения общей теории автоматического регулирования нужен весьма несложный математический аппарат [1]. Однако благодаря этим упрощениям вопрос об автоматическом регулировании в дальнейшем изложении освещается только с качественной стороны.

Рассмотрение общей теории автоматического регулирования систем, обладающих количеством движения, начнем с простейшего возможного примера.

Предположим, что тело с массой m (фиг. 1), сконцентрированной в точке, может свободно принимать любое положение на линии XX' и что оно подвержено действию преходящих случайных сил, которые могут сдвигать его вниз или вверх по прямой. Допустим далее, что тело нужно подвергнуть автоматическому регулированию, предназначенному для возвращения тела m после каждого случайного отклонения в некоторое определенное, заранее выбранное положение O.

Фиг. 1.

Первое очевидное требование в решении задачи заключается в том, что к телу нужно приложить восстанавливающую силу, которая должна равняться нулю до тех пор, пока тело остается в положении O, и которая должна действовать от X к O при движении тела вверх и от X' к O — при движении вниз. Эта сила может быть постоянной, независимо от величины отклонения; она должна лишь изменять направление в зависимости от направления отклонения. Однако, как подсказывает интуиция, лучше, если сила будет возрастать с возрастанием величины отклонения. Если сила постепенно возрастает, то тело при прохождении пункта O в одном направлении будет испытывать вместо внезапно изменяющей направление восстанавливающей силы силу, которая изменяется до нуля и затем опять возрастает в противоположном направлении.

---

[1] В основном эти упрощения, как будет видно из дальнейшего, сводятся к игнорированию кулоновского трения в элементах регулятора, к пренебрежению инерцией его движущихся масс, к предположению о линейности уравнений, характеризующих поведение регулируемого объекта и регулятора. *Прим. ред.*

Можно сделать так, чтобы величина восстанавливающей силы изменялась пропорционально первой, второй или иной степени отклонения *От* или по какому-либо другому закону, который будет делать ее равной нулю в момент нахождения тела в положении *О*. Два соображения помогают сделать здесь выбор. Во-первых, практически применяемые приспособления для создания восстанавливающих сил, приложенных к телу. Например, пружины обычно обладают такими свойствами, что восстанавливающая сила оказывается пропорциональной или приблизительно пропорциональной первой степени отклонения. Во-вторых, при математическом анализе поведения тела, подвергающегося автоматическому регулированию, для избежания почти непреодолимых сложностей приходится предполагать, что восстанавливающая сила пропорциональна первой степени отклонения, несмотря на то, что математически точная линейная зависимость между восстанавливающей силой и отклонением практически не всегда имеет место. В этом заключается одна из возможных причин расхождения результатов анализа и опыта [1].

Почти самоочевидно, что положение тела не будет регулироваться приемлемым образом, если восстанавливающая сила сводится только к силе, пропорциональной перемещению. Примем, что некоторая преходящая случайная сила отклонила тело в положение *А*. Тогда в начальный момент восстанавливающая сила будет пропорциональна расстоянию *ОА*. При возвращении тела в положение *О* эта сила будет уменьшаться до нуля. Несмотря на то, что сила станет в точке *О* равной нулю, эффект ее действия между точками *А* и *О* будет сохраняться, вследствие чего тело придет в пункт *О* с некоторой скоростью. Количество движения, соответствующее этой скорости, заставит тело пройти через положение *О* и даст ему возможность двигаться вниз, навстречу изменившей знак и возрастающей восстанавливающей силе. Движение будет происходить до тех пор, пока тело не достигнет точки *А'*, отстоящей от точки *О* (вниз) на таком же расстоянии, как точка *А* от точки *О* (вверх). В точке *А* количество движения станет равным нулю, и тело, находившееся в течение одного мгновения в покое, начнет двигаться вверх по направлению к точке *О* под действием ничем не компенсируемой восстанавливающей силы. Приобретя вновь количество движения, тело пройдет через точку *О* и опять поднимется в точку *А*. Затем цикл повторится снова.

Отсюда следует, что восстанавливающая сила, пропорциональная смещению, является средством не возвращения тела в положение *О*, а превращения случайного отклонения в непрерывное колебание тела около точки *О*. Это колебание происходит вследствие того, что тело запасает количество движения. Если бы тело не обладало массой, то оно не обладало бы способностью запасать количество движения, и колебания не возникали бы. Именно по этой причине наличие или

---

[1] В действительности предположение о линейной зависимости между восстанавливающей силой и отклонением при рассмотрении вопроса об автоматическом регулировании во всей полноте и строгости вполне допустимо и не может заметно повлиять на совпадение результатов анализа и опыта. *Прим. ред.*

отсутствие количества движения у регулируемого объекта является признаком, по которому теория регулирования как предмет исследования делится нами на две части.

Чтобы устранить колебания, очевидно нужно найти средства для прогрессивного уменьшения количества движения, которым тело обладает при прохождении через точку O. Не учитывая практической оговорки, которая будет сделана ниже, можно утверждать, что совершенно предотвратить колебания нельзя. Можно только заставить их затухнуть в короткий период времени, а не продолжаться бесконечно долго.

Предположим, что средства для уменьшения количества движения найдены. Если эти средства будут введены в действие немедленно, после того как тело покинет точку A при первом колебании, то количество движения, которым тело будет обладать в положении O, окажется недостаточным для передвижения его в точку A'. Если первоначальное смещение OA по величине равно l, то второе смещение по направлению к A' будет меньше l, скажем, pl, где p — правильная дробь. Продолжая уменьшать количество движения, можно достигнуть того, что тело при последующем движении вверх к точке A остановится на мгновение на расстоянии, не только меньшем l, но и pl, скажем, на расстоянии qpl, где q — другая правильная дробь. При следующем колебании по направлению к A' максимальное смещение будет равно $rqpl$ и т. д. Таким образом после каждого размаха амплитуда колебаний относительно O будет уменьшаться до тех пор, пока тело не остановится в точке O.

Произведение pqr... ряда дробей никогда не может равняться нулю. Поэтому теоретически колебание никогда не затухнет. На практике, однако, можно добиться, что после нескольких колебаний амплитуда остаточного колебания не будет отличаться от нуля.

Очевидно в течение начального колебания от A к O для уменьшения количества движения, с которым тело проходит через точку O, к телу необходимо приложить некоторую силу, действующую в направлении, противоположном направлению скорости, т. е. силу, действующую вверх. Восстанавливающая сила при движении от A к O действует вниз. Таким образом добавочная сила должна противодействовать восстанавливающей силе. Эта сила может быть получена при помощи специального приспособления, совершенно отличного от приспособления, создающего восстанавливающую силу. Однако, поскольку речь идет о движении тела, добавочная сила может быть получена и путем уменьшения восстанавливающей силы до значения, меньшего, чем требует закон прямой пропорциональности. Математически между действием двух отдельных сил и действием одной силы, равной их результирующей, разницы нет. Однако, как мы увидим, практическое осуществление действия двух отдельных сил может значительно отличаться от практического осуществления действия их результирующей.

Рассмотрим последующую часть движения от точки O вниз к некоторой точке вблизи точки A'. Количество движения в положении O уменьшилось. Остающаяся часть затрачивается против пере-

менившей знак и возрастающей по мере удаления от точки O вниз восстанавливающей силы. Уменьшение количества движения в положении O может вызвать остановку тела в некоторой точке вблизи точки A'. Однако ясно, что процесс затухания величины отклонения (амплитуды) можно ускорить, продолжая прилагать добавочную, направленную вверх силу в течение того времени, когда тело движется к точке A'. Эта добавочная сила будет теперь помогать восстанавливающей силе, и обе силы, действуя вместе, будут уменьшать количество движения тела быстрее, чем одна восстанавливающая. Как уже отмечалось, восстанавливающая и добавочная силы могут быть получены при помощи двух различных приспособлений — силовых источников. Однако, поскольку речь идет о движении тела, эффект, эквивалентный действию обеих сил, может быть получен в рассматриваемой части движения путем увеличения восстанавливающей силы выше значения, предписываемого законом прямой пропорциональности.

В течение следующей части движения, а именно — при движении тела от некоторой точки, близкой к A', обратно к O, начнем опять уменьшать количество движения, приложив к телу силу, действующую вниз и, таким образом, направленную, противоположно приобретаемой теперь телом скорости движения, вверх. Эта сила будет теперь противодействовать восстанавливающей силе, и обе силы, действуя вместе, приведут тело к состоянию покоя быстрее, чем одна восстанавливающая.

Восстанавливающая сила, пропорциональная смещениям тела, может быть получена с помощью пружин или других приспособлений, дающих силу, пропорциональную отклонению тела. Добавочная сила должна попеременно то помогать, то противодействовать восстанавливающей силе. Как осуществить эту перемену знака на практике?

Из данной выше схемы затухания амплитуд колебаний следует, что добавочная сила должна быть направлена вверх в течение всего времени, пока тело движется вниз от A к A', и вниз, пока тело движется вверх к точке A от точки, близкой к A'. Если связать направление добавочной силы с направлением, в котором происходит движение тела, то эта сила будет менять знак в нужные моменты времени.

Необходимо еще установить величину добавочной силы. Так же, как и в случае восстанавливающей силы, можно сделать ее постоянной по величине и просто менять знак в крайних точках отклонения тела. Однако, как и прежде, для плавности действия требуется постепенно возрастающая сила. При приближении тела к одной из крайних точек отклонения она должна уменьшаться, стремясь к нулю, а затем при перемене направления движения — вновь возрастать от нуля в обратном направлении. Скорость тела изменяется именно таким образом.

Поэтому естественно связать величину добавочной силы, прикладываемой к телу в любой момент, со скоростью тела в этот момент, предусмотрев, чтобы направление добавочной силы во все моменты времени было противоположным направлению скорости.

Опять, как и в случае восстанавливающей силы, можно принять для добавочной силы любой закон изменения. Можно сделать добавочную силу пропорциональной первой, второй или иной степени скорости или сделать ее зависящей от скорости в соответствии с любым другим законом, при котором добавочная сила будет обращаться в нуль одновременно со скоростью. Соображения, которыми мы руководствовались при выборе закона для восстанавливающей силы, теперь, к сожалению, оказываются противоречивыми. Очень удобно для получения добавочной силы применить демпфер, использующий жидкое трение. Сопротивление в поршне демпфера всегда противодействует движению его (поршня), а следовательно, и движению тела, к которому прикреплен поршень. Это сопротивление равно нулю, если скорость поршня также равна нулю. При скорости, отличающейся от нуля, сопротивление, по крайней мере приближенно, пропорционально квадрату скорости, за исключением моментов, когда скорость очень мала. Поэтому демпфер, или другое подобное приспособление, очень удобен при подходящих обстоятельствах для получения добавочной силы, создающей затухание колебаний. К сожалению, изучение движения тела при помощи простого математического анализа возможно только в том случае, когда добавочная сила пропорциональна первой степени скорости. В связи с этим нужно или искать какое-нибудь иное приспособление, создающее силу, строго пропорциональную первой степени скорости, или удовлетвориться неполным, приближенным анализом движения. На практике, обычно, довольствуются последним, так как этот выход достаточно удовлетворителен, хотя таким путем и создается вторая причина, которая иногда может привести к расхождению между действительными и предполагаемыми результатами.

Так как принятый ход рассуждений основан на упрощенном математическом анализе задачи, то мы вынуждены принять, что: 1) восстанавливающая сила строго пропорциональна первой степени перемещения и 2) добавочная сила строго пропорциональна первой степени скорости. Под перемещением и скоростью подразумеваются перемещение и скорость, существующие в любой момент. Если бы действовала только восстанавливающая сила, то перемещение и скорость в любой момент имели бы некоторые определенные значения. При введении в действие добавочной силы эти значения изменяются. Восстанавливающая и добавочная силы должны быть пропорциональны именно этим последним измененным значениям. В частности, добавочная сила должна быть пропорциональна не скорости, которую имело бы тело при действии только восстанавливающей силы, но непосредственно определимой, в действительности существующей скорости, т. е. скорости, которую эта добавочная сила совместно с восстанавливающей придает телу.

Точно так же под перемещением в любой момент нужно понимать то, которое создается совместно восстанавливающей и добавочной силами, и восстанавливающая сила должна быть пропорциональна действительно существующему перемещению.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ЗАМЕЧАНИЕ

Неспособность математики трактовать простым способом движение колеблющегося тела, подверженного действию демпфирующей силы, непропорциональной первой степени скорости, имеет глубокие основания. В то время как диференциальное уравнение

$$\ddot{x} + A\dot{x} + Bx = 0 \qquad (1)$$

можно полностью решить элементарными методами, для решения уравнения

$$\ddot{x} + A_1(\dot{x})^2 + Bx = 0 \qquad (2)$$

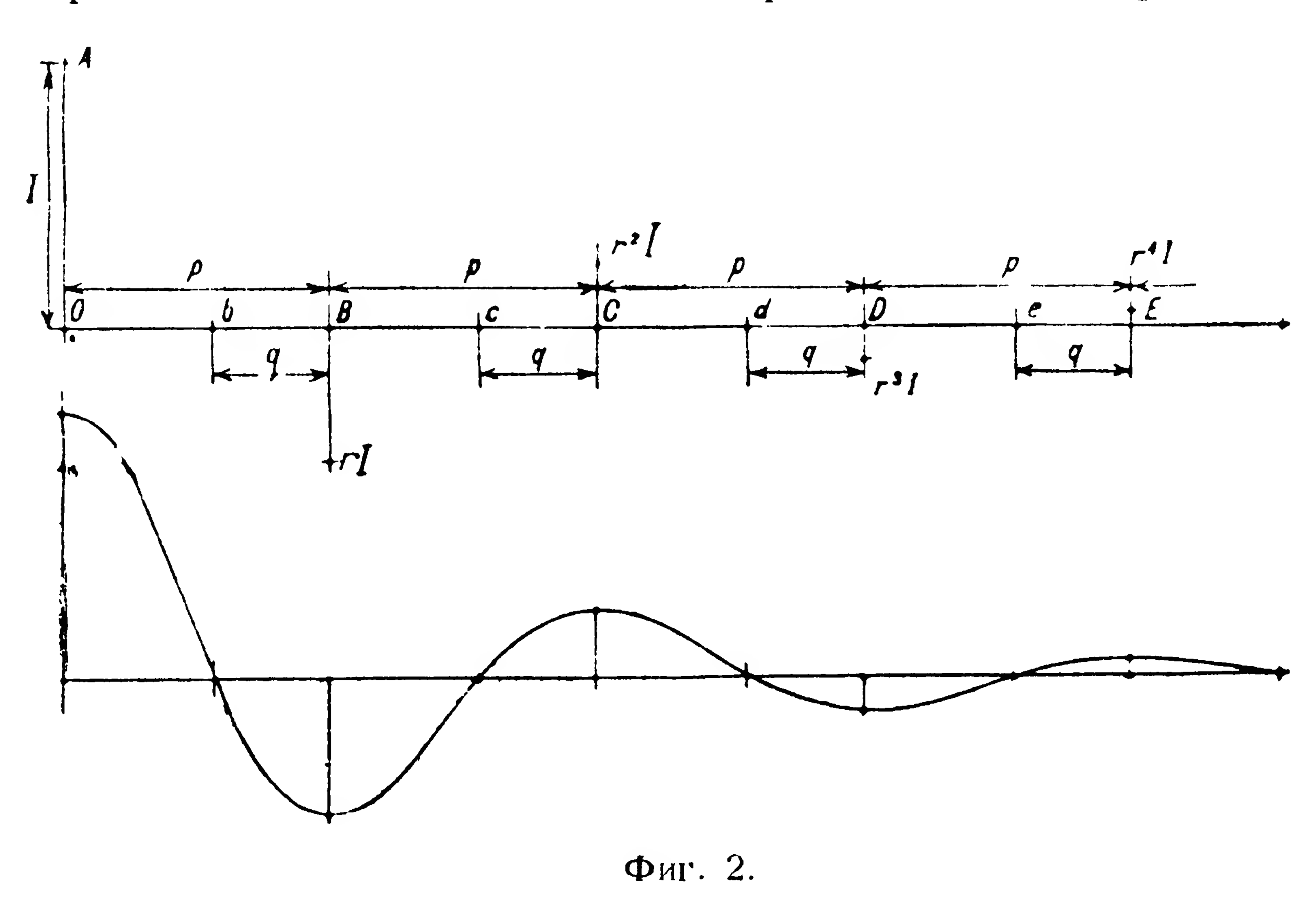
надо прибегать к сложным приближенным методам.

Почему второе уравнение нельзя решить обычными методами, — достаточно хорошо неизвестно. Объяснение, может быть, лежит в том, что это уравнение представляет колебания, происходящие, так сказать, при неестественных условиях. В первом уравнении второй член изменяет знак при изменении знака $\dot{x}$; это соответствует тому, что сопротивление демпфирующей силы всегда противоположно направлению скорости. Соответствующий член второго уравнения между тем всегда положителен и поэтому указывает на то, что сопротивление противодействует скорости при движении тела в одном направлении и помогает ей при движении тела в противоположном направлении. Чтобы учесть, что сопротивление всегда противоположно скорости, мы принуждены рассматривать движение по частям, меняя знак второго члена при каждой перемене направления движения. Этот процесс и применяется в приближенном методе решения уравнения (2).

СТАТЬЯ II

ГЕОМЕТРИЯ ЗАТУХАЮЩИХ КОЛЕБАНИЙ

Примем в соответствии с принципами, рассмотренными в первой статье, что на тело m (см. фиг. 1) одновременно действуют: 1) сила, пропорциональная в любой момент смещению тела из точки O, и 2) сила, пропорциональная в любой момент первой степени скорости тела и



Фиг. 2.

всегда направленная против скорости тела. Эти данные вместе с заданием массы тела достаточны для составления двух уравнений: 1) определяющего отклонение тела и 2) определяющего скорость тела в любой момент, после того как оно было отклонено от положения покоя O в любую точку A и затем предоставлено самому себе. Эти уравнения известны. Попытаемся пояснить основные, получаемые из них выводы графически.

Рассматривая перемещение тела, предположим, что оно несет на себе карандаш, который нажимает, не производя трения, на полосу бумаги, движущуюся с постоянной скоростью справа налево под линией XX'. Кривая, воспроизведенная карандашом, будет изображать смещение тела в любой момент. Кривая начнется, естественно, в некоторой точке A (фиг. 2), расстояние l которой до точки O равно на-

чальному смещению тела. Чтобы представить себе характер кривой смещения, нанесем вдоль базисной линии ряд точек B, C, D... на некотором одинаковом расстоянии p друг от друга. Нанесем затем второй ряд точек b, c, d... так, чтобы каждая из них лежала на некотором одинаковом расстоянии q слева от соответствующей точки первого ряда. Расстояние q должно быть взято меньшим, чем $^1/_2 p$. Желая представить колебание, которое затухает медленно, выбираем для q значение, мало отличающееся от $^1/_2 p$. Если колебание должно затухнуть быстро, то для q нужно выбрать значение, близкое, но не равное нулю. Точки b, c, d... второго ряда соответствуют моментам времени, в которые тело проходит через свое начальное положение O. Поэтому в данных точках кривая отклонений будет пересекать базисную линию. Точки B, C, D... первого ряда соответствуют моментам времени, в которые тело достигает крайнего положения во время совершаемых им колебаний. В этих точках кривая отклонения имеет или максимумы, или минимумы. Кривая, начинающаяся в точке A, идет вниз через точку b к некоторому минимальному значению в точке B, а затем вверх через точку c к некоторому максимальному значению, в точке C и т. д. Чтобы найти последующие максимумы и минимумы, выберем дробь r, которая меньше единицы. Если колебания должны затухать медленно, то r должно быть близким к единице, если же колебания должны затухать быстро, то r должно иметь малое, приближающееся, но не равное нулю, значение. Пусть начальное отклонение OA равно I. Тогда минимум в точке B будет равен rI, максимум в точке C — r^2I, минимум в точке D — r^3I и т. д. Другими словами, величина любого максимума или минимума равна значению непосредственно предшествующего максимума или минимума, умноженному на r. Отложив в точках B, C, D... в требуемых направлениях ординаты, имеющие длину, определяемую указанным образом, можно построить кривую отклонений (фиг. 2, внизу).

Необходимо заметить, что r и q должны выбираться таким способом, который учитывает наличие некоторого связывающего их соотношения. Это соотношение является вполне определенным, т. е., выбрав некоторое значение q или точнее q/p, мы обязаны выбрать совершенно определенное значение r. Так как множитель r представляет собой непосредственную меру затухания колебаний, то, очевидно, более удобно выбрать сначала значение r, а затем на основании табл. 1

Таблица 1

Значения q/p

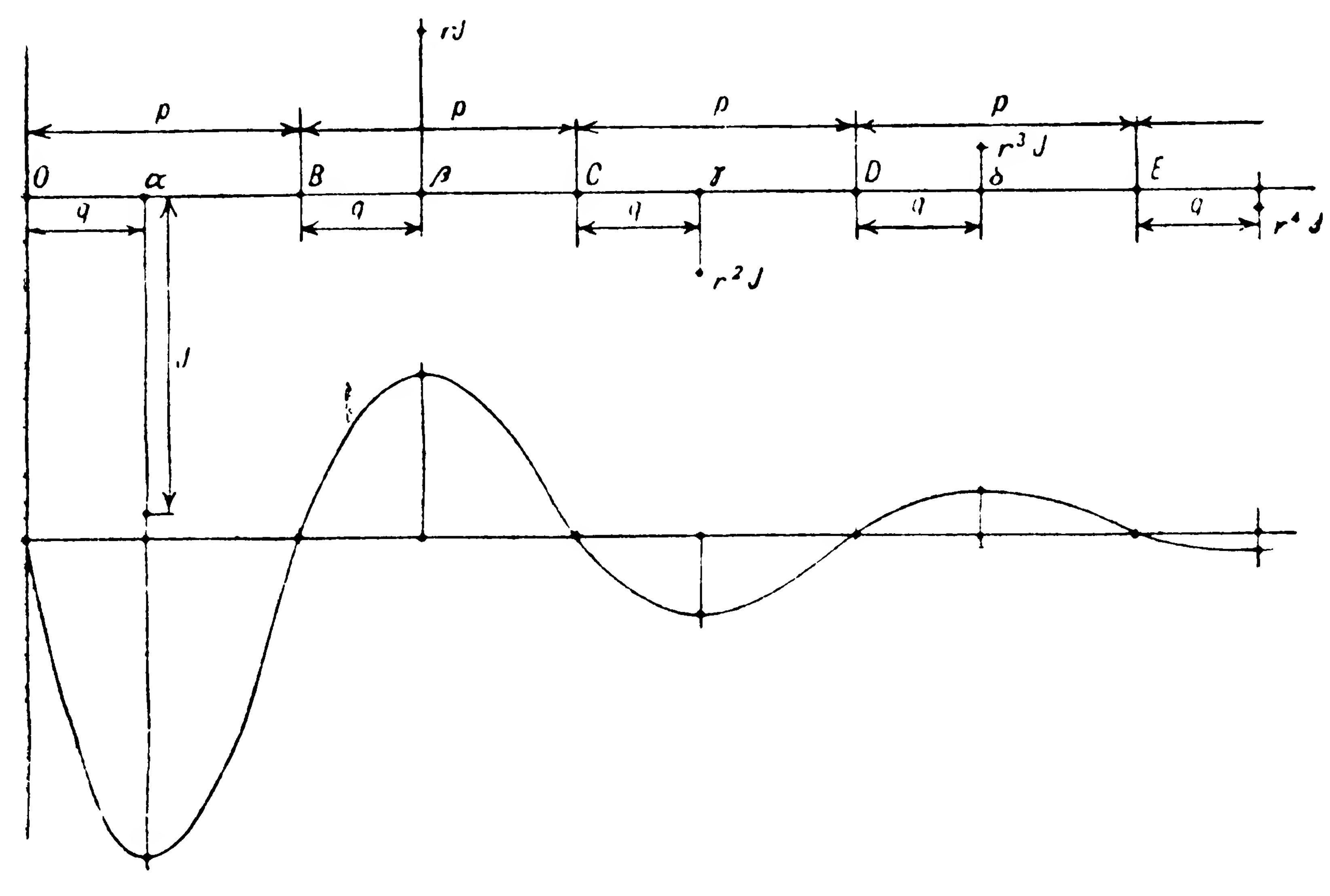
r	1	7/8	3/4	5/8	1/2	3/8	1/4	1/8	1/100	1/10000	0
q/p	0,5	0.486	0,471	0,453	0,431	0,403	0,367	0,314	0,191	0,165	0

соответствующее значение отношения q/p. Заметим, что в первой графе таблицы даны $r = 1$ и $q/p = 0{,}5$. Если $r = 1$, то все колебания имеют одинаковые амплитуды и не затухают. При этом $q = \frac{1}{2} p$, и кривая

будет пересекать базисную линию точно по середине между моментами, соответствующими соседним максимуму и минимуму. Полученная таким образом кривая будет представлять собой хорошо известную синусоиду простого гармонического колебания, т. е. колебания, происходящего под действием только одной восстанавливающей силы без добавочной.

В последней графе таблицы даны $r = 0$ и $q/p = 0$. Эти значения соответствуют особому случаю, который будет рассмотрен отдельно.

Кривая скорости изображена на фиг. 3.



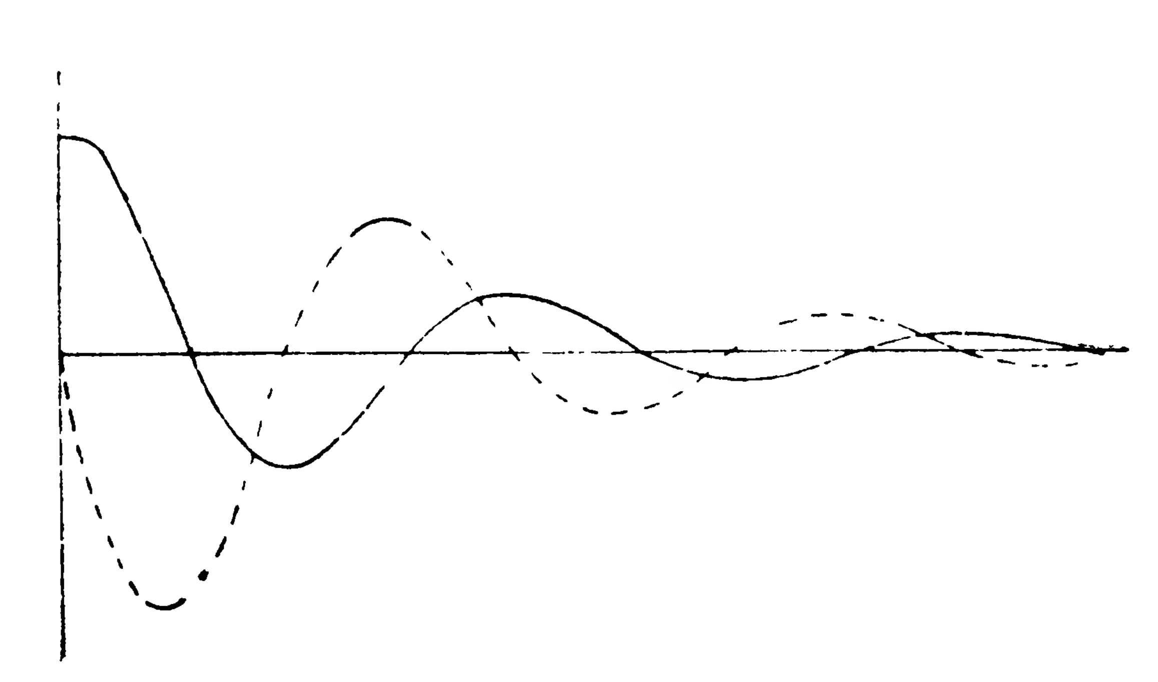
Фиг. 3.

В тот момент после начального отклонения, когда тело предоставлено самому себе, скорость его равна нулю. Поэтому кривая скорости начинается в точке O. Для того чтобы получить представление о характере кривой скорости, нанесем тот же ряд точек B, C, D... на одном и том же расстоянии p друг от друга, как и прежде. Нанесем затем другой ряд точек β, γ, δ..., расположенных на ранее выбранном расстоянии q, справа от соответствующих точек B, C, D... Добавим еще точку α, расположенную на том же расстоянии q от O. Точки B, C, D... соответствуют моментам, в которые скорость тела равна нулю. Поэтому кривая скорости пересекает базисную линию в данных точках. Точки α, β, γ... соответствуют моментам времени, в которые скорость достигает максимального значения при движении тела вниз или вверх. Поэтому в данных точках кривая скорости имеет максимумы или минимумы. Относительные значения последующих максимумов или минимумов можно получить, изобразив максимальное значение скорости при движении вниз к α некоторым произвольным отрезком J. Последующие максимумы и минимумы будут тогда равны rJ, r^2J, r^3J,

где r — множитель, который был использован при построении кривой отклонения. Таким образом получаем кривую, изображенную в нижней части фиг. 3.

Обе кривые, наложенные друг на друга, приведены на фиг. 4. Они имеют одинаковый вид, и кривая скорости (пунктир), не учитывая разницы в масштабах в вертикальном направлении, представляет собой ту же кривую отклонений, перевернутую и сдвинутую на расстояние q вправо.

Получив таким способом кривые отклонения и скорости тела, можно перейти к построению кривых изменения тех двух сил, под действием которых отклонение и скорость тела изменяются согласно кривым на фиг. 2 и 3. Как мы знаем, одна из этих сил пропорциональна отклонению α, а другая — скорости тела в данный момент. Восстанавливающая сила должна быть направлена вниз, т. е. отрицательна, когда тело находится выше положения покоя (отклонение положительно). Добавочная сила должна быть постоянно направлена навстречу скорости, т. е. она должна быть направлена вверх — положительна, когда скорость направлена вниз, и наоборот. Итак, чтобы найти правильное направление ординат кривой изменения сил, нужно перевернуть кривые отклонения и скорости. Для того чтобы получить масштаб ординат кривой изменения силы, нужно умножить ординаты перевернутой кривой отклонения на некоторый постоянный множитель P, а ординаты перевернутой кривой скорости — на другой постоянный множитель Q. Полученные таким образом кривые изменения сил не обязательно будут в одинаковом масштабе, так как в качестве ординаты J был выбран отрезок совершенно произвольной длины и, исходя из него, построена кривая скорости. Для того чтобы эти кривые получились в одинаковом масштабе, отрезок J должен иметь вполне определенную длину, находящуюся в довольно сложной зависимости от массы тела, начального отклонения I и величин восстанавливающей и добавочной сил. Если, однако, на момент предположить, что длина выбрана правильно, то ординаты перевернутых кривых отклонения и скорости, умноженные соответственно на P и Q, будут изображать в одном и том же масштабе действующие на тело восстанавливающую и добавочную силы.



Фиг. 4.

Другой метод, при помощи которого можно получить тот же результат, состоит в том, что перевернутая кривая отклонения рассматривается как кривая, изображающая изменение восстанавливающей силы, а перевернутая кривая скорости, ординаты которой умно-

жаются на отношение Q/P, рассматривается как кривая изменения добавочной силы.

Оставляя пока в стороне вопрос о масштабе, необходимо заметить, что, прежде чем нанести кривые изменения силы, нужно определить значения множителей P и Q или их отношение P/Q. Эти множители нельзя выбрать произвольно. Выбрав расстояния p и q, или их отношение q/p, при построении кривой отклонений (фиг. 2), мы связали себя не только определенным значением множителя r (см. табл. 1), но и определенным значением отношения Q/P.

Действительно, если заданная совокупность сил действует на тело, то траектория движения тела будет определяться законами Ньютона. Наоборот, если, как в данном случае, мы предписываем телу определенную траекторию или форму движения, то действующие силы будут вытекать из тех же законов. Итак, предположив, что отклонение тела изображается кривой на фиг. 2, а его скорость — кривой на фиг. 3, т. е. выбрав отношение q/p, нужно взять совершенно определенные значения для восстанавливающей силы Pd и добавочной силы Qv или для их отношения Q/P.

Отношение Q/P опять-таки представляет собой сложную функцию. Поэтому перед вычерчиванием обеих кривых изменения сил в одном и том же масштабе нужно определить, во-первых, масштаб кривой изменения скорости и, во-вторых, величину отношения Q/P. Это определение в конце концов сводится к сравнительно простому приему. Возьмем перевернутую кривую отклонений и будем рассматривать ее как кривую изменения восстанавливающей силы. Возьмем затем перевернутую кривую скорости, положив ординату J равной некоторой дробной части s от ординаты, изображающей начальное смещение тела I и представляющей собой теперь также восстанавливающую силу, действующую на тело в начальный момент. Эта дробь s так же, как множитель r, использованный при построении кривых отклонения и скорости, представляет собой отвлеченное число, полностью определяемое заданием отношения q/p. Связывая s с r, а не с q/p, получим табл. 2.

Таблица 2

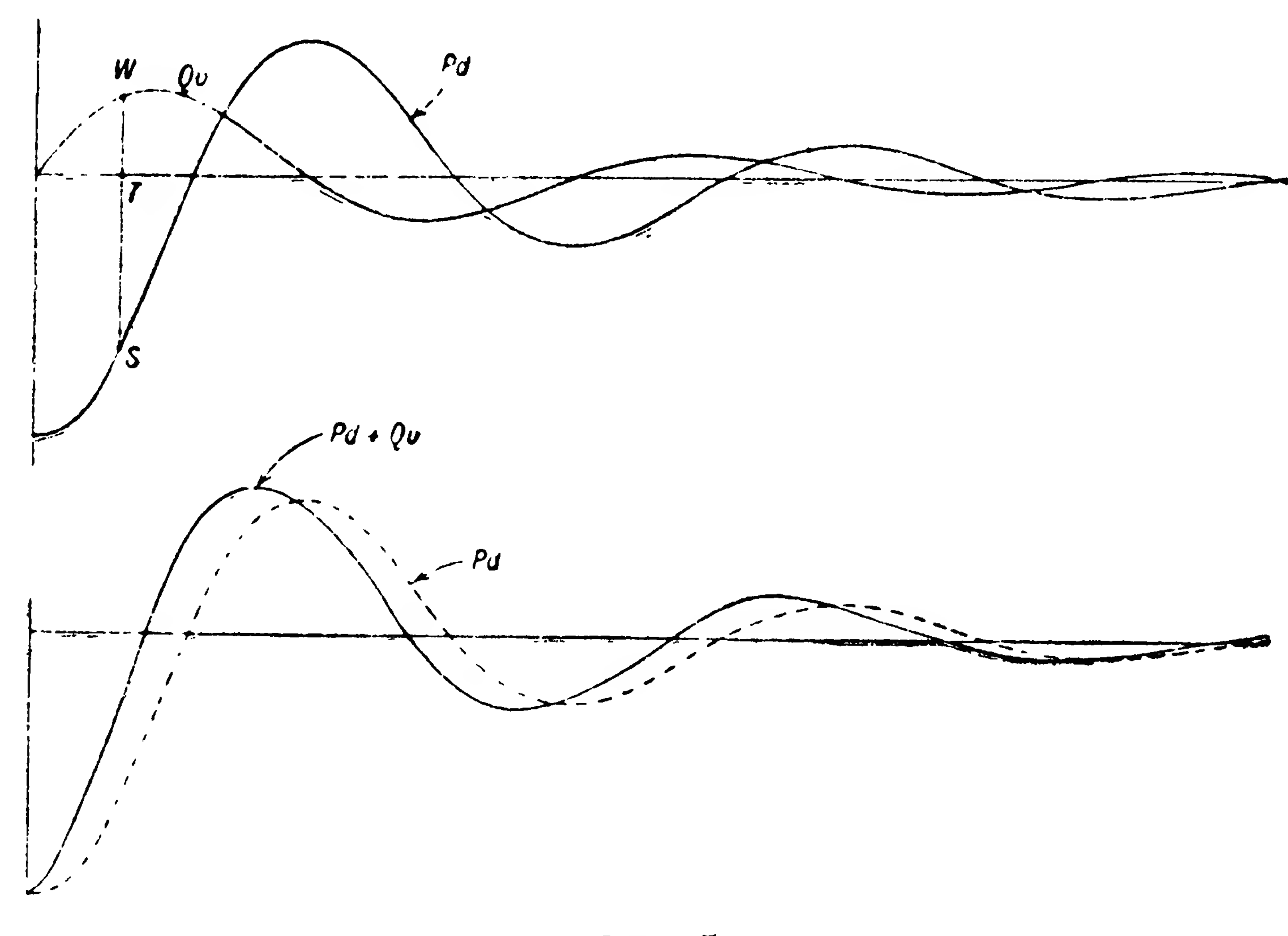
Значения s

r	1	7/8	3/4	5/8	1/2	3/8	1/4	1/8	1/100	1/10000	0
s	0	0,082	0,169	0,235	0,317	0,401	0,486	0,574	0,686	0,723	0,736

Построив ординату J, равную sI, можно закончить построение кривой изменения добавочной силы так же, как в случае построения кривой изменения скорости (см. фиг. 3). Обе кривых изменения сил, полученные таким способом, дают восстанавливающую силу и добавочную силу в одинаковом масштабе. Однако этот масштаб можно на самом деле вычислить только в том случае, если известна масса тела и другие величины, входящие в задачу.

В верхней части фиг. 5 приведены кривые изменения восстанавливающей силы *Pd* и добавочной силы *Qv*, полученные описанным способом из кривых отклонения и скорости (фиг. 2 и 3).

Ординаты этих кривых, например, *TS* и *TW*, взятые для любого момента времени, дают в одном и том же масштабе значение обеих сил, которые должны действовать на тело, если требуется, чтобы его колебания затухали так, как показано на фиг. 2. Направление ординат соответствует направлению действия сил. Поскольку речь идет о движении тела, несущественно, прилагаются ли к телу обе силы независимо друг от друга, либо одна сила, равная алгебраической сумме



Фиг. 5.

обеих сил. Так как обе силовые кривые построены в одинаковом масштабе, то эту результирующую силу можно получить в том же масштабе путем сложения ординат обеих кривых с учетом знака. В нижней части фиг. 5 изображена полученная таким образом кривая *Pd* + *Qv* результирующей силы. Рядом с этой кривой нанесена пунктиром для сравнения кривая восстанавливающей силы *Pd*.

Заметим, что кривая результирующей силы имеет такой же характер, как обе силовые кривые и как кривые отклонения и скорости. Во всех пяти случаях точки пересечения кривых с базисной линией отстоят друг от друга на расстоянии *p*, выбранном вначале для кривой отклонения. Во всех пяти случаях последующие максимумы и минимумы расположены друг от друга также на расстоянии *p*.

Сравнение кривых результирующей и восстанавливающей сил, изображенных в нижней части фиг. 5, имеет особый интерес, так как оно облегчает, как будет видно в дальнейшем, понимание принципа действия одной очень важной системы автоматического управления, а именно — автопилота Сперри. Обычно вопрос о действии этой системы управления оказывается не вполне ясным, несмотря на сравнительную простоту конструкции.

Апериодическое движение

В первой статье было показано, что возмущение автоматически управляемого тела, обладающего массой, приводит к колебаниям тела относительно его положения равновесия[1]. Кроме того, мы видели, что, вообще говоря, эти колебания не могут быть устранены и что можно лишь воздействовать на быстроту затухания их.

Однако при некоторых особых условиях тело, на которое оказала действие возмущающая сила, не будет колебаться в обычном смысле, а будет возвращаться к положению равновесия со все уменьшающейся скоростью. Этот вид движения, называемый апериодическим, получается при определенном значении отношения добавочной силы к восстанавливающей силе.

С увеличением коэфициента пропорциональности Q между добавочной силой и скоростью по сравнению с коэфициентом пропорциональности P между восстанавливающей силой и отклонением движение постепенно из обычного колебательного движения переходит в апериодическое. Поэтому апериодическое движение, несмотря на то, что оно лишено существенного свойства колебательного движения, а именно — свойства проходить через положение равновесия, представляет собою предельный случай изучавшихся нами затухающих колебаний.

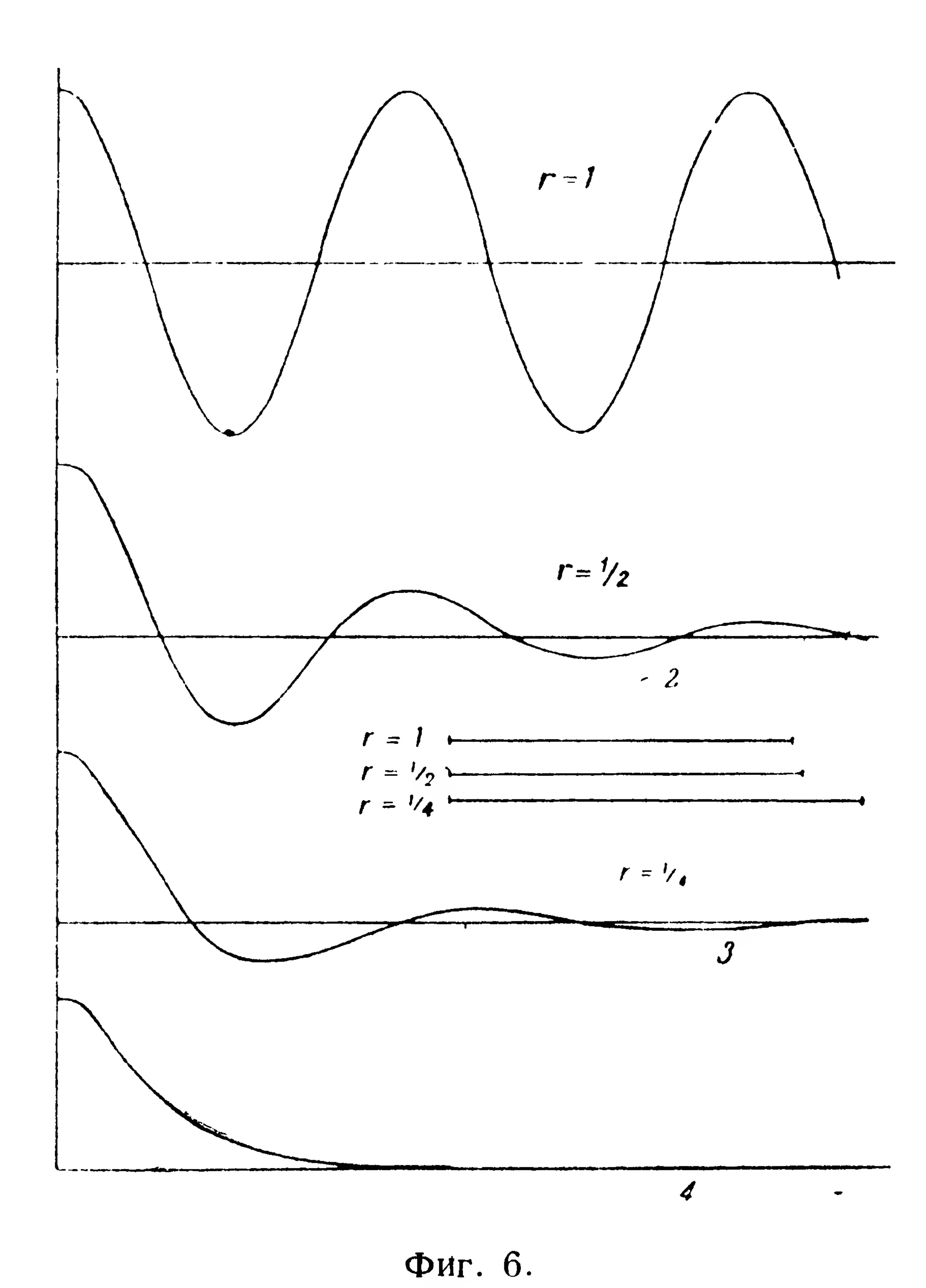
Если при графическом построении кривой отклонения (фиг. 2) увеличивать отношение Q/P, то расстояние p будет увеличиваться, а расстояние q — уменьшаться. Апериодическое движение соответствует тому крайнему случаю, когда p обращается в бесконечность, а q принимает некоторое конечное предельное значение u. Хотя в этом случае и нельзя найти кривую отклонения графическим построением, однако нетрудно определить наиболее существенные свойства движения. Во-первых, так как q мало, а p бесконечно велико, то точка b, в которой кривая отклонений пересекает базисную линию, а вместе с ней и точка B, передвинется в бесконечность. Это означает, что тело, отклоненное от O к A, перейдет обратно от A к O через бесконечно большой промежуток времени. Во-вторых, так как точка B (фиг. 3) соответствует моменту, когда скорость тела равна нулю и так как OB бесконечно велико, то отсюда следует, что скорость тела станет равной нулю через бесконечно большой промежуток времени, после возвращения тела в положение равновесия O. В-третьих, так как q уменьшилось до предельного значения u, то точка α (фиг. 3) будет лежать на расстоянии u справа от O. Другими словами, скорость тела возрастает от нуля в начале движения до максимума вскоре после начала движения, а затем быстро затухает до очень малого и непрерывно уменьшающегося значения.

На фиг. 6 приведены четыре кривые, дающие представление о том эффекте, который производит изменение множителя Q на кривую

---

[1] Здесь под автоматическим управлением автор, в соответствии с рассматриваемым примером колеблющегося тела, понимает воздействие на это тело восстанавливающей силой, автоматически возникающей при отклонении тела от нулевого положения. *Прим. ред.*

отклонения управляемого тела. Кривая *1* представляет собой кривую отклонений при значении Q, равном нулю, т. е. когда тело подвержено действию только упругой восстанавливающей силы, пропорциональной отклонению, а добавочная сила равна нулю. Кривая представляет собой обычную синусоиду, соответствующую простому гармоническому движению. На кривой *2* мы видим эффект введения небольшой добавочной силы, что соответствует малому по сравнению с P значению Q. Предполагается, что тело и приданное ему начальное смещение остаются такими же, как и прежде.



Фиг. 6.

В этом случае колебание, как мы увидим, затухает довольно медленно.

Кривая *3* показывает, как увеличивается быстрота затухания при увеличении отношения Q к P. Кривая *4* представляет собой кривую отклонений для случая, когда отношение Q/P увеличено до значения, соответствующего апериодическому движению.

Сравнивая кривую *3* с кривой *2*, видим, что один из эффектов увеличения Q заключается в уменьшении перебега тела через первоначальное положение покоя O при его возвращении из A к O. Продолжая увеличивать Q, мы будем непрерывно уменьшать перебег до тех пор, пока не достигнем условия апериодического движения, при котором тело стремится обратно к положению O, но никогда через него не переходит.

Другой факт, обнаруживаемый из рассмотрения кривых, заключается в том, что период колебания тела, если этим термином определить промежуток времени, протекающий между двумя последовательными моментами прохождения тела через начальное положение покоя, увеличивается при возрастании добавочной силы. В предельном случае, который представляет собой апериодическое движение, период колебания тела, если только можно считать, что движение обладает им в этом случае, имеет бесконечно большое значение.

Апериодическое движение соответствует крайнему случаю, когда r и q/p равны нулю (табл. 1). Нулевое значение r указывает, что если не считать начального отклонения, то кривая отклонений тела не имеет ни максимума, ни минимума. Отношение $q/p = 0$, так как p бесконечно велико.

Очевидно, согласно предыдущим рассуждениям, тело, совершающее апериодическое движение, не сможет полностью достигнуть первоначального положения покоя ни в какой, сколько-угодно большой, но конечный промежуток времени, и что скорость, с которой оно движется к этому положению, никогда не станет равной нулю. Другими словами, конечный запас энергии, сообщенный телу внешней силой, которая вызвала его начальное отклонение от положения покоя, никогда не рассеется полностью. Этот вывод не противоречит закону сохранения энергии.

Если тело совершает не апериодическое, а затухающее колебание, то из теории следует, что независимо от величины отношения добавочной силы к восстанавливающей силе или множителя Q к множителю P, колебание тела никогда ни в один из конечных промежутков времени не сможет затухнуть полностью до нуля, и тело, выведенное из состояния покоя, уже никогда не сможет оставаться совершенно неподвижным.

Апериодическое движение не есть математическая фикция. Его можно осуществить на практике. Например, имеются магнитные компасы, в которых движение картушки представляет собой по существу апериодическое движение.

Наблюдения показывают, что тело, совершающее апериодическое движение, в конце концов останавливается и вновь оказывается в первоначальном положении покоя через конечный и иногда очень короткий промежуток времени. Это расхождение между теорией и практикой можно объяснить или неспособностью теории полностью учесть все реальные условия движения тела, или, с равным успехом, тем, что на практике нельзя обнаружить движения или колебания тела, если скорость его стала ниже некоторого предельного значения. Какая из двух точек зрения будет принята — несущественно.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ЗАМЕЧАНИЕ

Если на тело действует сила $F = -Pd - Qv$, то диференциальное уравнение движения тела имеет вид:

$$\ddot{x} + 2bx + a^2x = 0, \tag{1}$$

где $b = Q/2M$ и $a^2 = P/M$; M — масса тела.

Если $a^2 > b^2$, т. е. $P > Q/4M$, то решение уравнения (1) можно представить в следующем виде:

$$x = Ce^{-bt} \sin (mt + D), \tag{2}$$

где

$$m = \sqrt{a^2 - b}\ .$$

Диференцируя уравнение (2), получим:

$$x = -Ce^{-bt} [b \sin (mt + D) - m \cos (mt + D)]. \tag{3}$$

Следовательно, если, как это предположено в тексте, $\dot{x}_0 = 0$, то $\operatorname{tg} D = m/b$, $\sin D = m/a$ и $\cos D = b/a$.

Заменяя в выражении (3) b через $a\cos D$, а m через $a\sin D$, получим:

$$\dot{x} = -aCe^{-bt}\sin mt. \tag{4}$$

Подставляя это значение $\dot{x}$ и значение x из уравнения (2) в уравнение (1), заменив b через $a\cos D$, получим:

$$\ddot{x} = a^2Ce^{-bt}\sin(mt - D). \tag{5}$$

Из уравнения (2) следует, что $x = 0$ в моменты времени $\frac{\pi - D}{m}$, $\frac{2\pi - D}{m}$ и т. д. или в моменты времени: $p - q$, $2p - q$, $3p - q$ и т. д., где $p = \frac{\pi}{m}$ и $q = \frac{D}{m}$.

Из уравнения (4) следует, что в моменты времени O, p, $2p$, $3p$ и т. д. $\dot{x}$ равняется нулю, а x имеет максимум или минимум.

Из уравнения (5) следует, что в моменты времени q, $p + q$, $2p + q$, $3p + q$ и т. д. $\ddot{x}$ равно нулю, а $\dot{x}$ имеет максимум или минимум. Максимальное значение x при $t = 0$ равно: $C\sin D = C\frac{m}{a} = I$. Последующие минимальные и максимальные значения x равны: rI, r^2I, r^3I и т. д., где $r = e^{-\frac{b\pi}{m}}$.

Минимальное значение $\dot{x}$ в момент времени $q\left(=\frac{D}{m}\right)$ равно: $mCe^{-\frac{bD}{m}} = J$, а последующие максимальные и минимальные значения $\dot{x}$ будут: rJ, r^2J, r^3J и т. д., где r — та же величина, что и прежде.

Можно написать, что $r = e^{-\pi\operatorname{ctg} D}$ и так как $q/p = D/\pi$, то $\operatorname{ctg} D = \operatorname{ctg}\frac{\pi q}{p}$. Итак, величина r равна: $r = e^{-\pi\operatorname{ctg}(\pi q/p)}$, и, следовательно, представляет собою функцию от отношения p/q. Отношение множителей P и Q, позволяющих найти, если известны отклонение и скорость, восстанавливающую и добавочную (демпфирующую) силы, является функцией от p и q вида:

$$\frac{Q}{P} = \frac{p\sin 2D}{\pi}.$$

Если принять, что перевернутая кривая отклонений изображает в некотором масштабе кривую изменения восстанавливающей силы, то ординаты перевернутой кривой скорости, умноженные на отношение Q/P, дадут демпфирующую силу в том же масштабе, конечно, если масштаб для кривой скорости выбран соответствующим кривой отклонений. Это условие будет удовлетворено, если отклонение при $t = 0$ изображается ординатой длиною L единиц и если минимальное значение J скорости $\dot{x}$ в момент времени D/m изображается ординатой длиною kL единиц, где k — функция от p и q вида:

$$k = \frac{(\pi e^{-D\operatorname{ctg} D})}{p\sin D}.$$

Более простой метод получения обеих силовых кривых в правильном относительном масштабе заключается в том, что значение восстанавливающей силы при $t = 0$ полагается равным: $I = L$, а значение демпфирующей силы в момент времени D/m полагается равным в том же масштабе $\frac{Q}{P}kL$.

Множитель $\frac{Qk}{P}$ или s равен: $s = 2\cos De^{-D\operatorname{ctg} D}$, и так как $D = \frac{q\pi}{p}$, то s представляет собою функцию от отношения $q\ p$, а следовательно, и от r.

Если $q/p = 1/2$, то $D = \pi/2$ и $\cos D = b/a = 0$.

Следовательно, в этом случае $b = 0$ и $r = 1$, что соответствует простому незатухающему гармоническому движению.

Пусть a сохраняется постоянным, а b увеличивается от $b = 0$ до $b = a$. Так как $p = \pi/m$ и m уменьшается при увеличении b, то p будет возрастать от π/a при $b = 0$ до бесконечности при $b = a$. Когда $b = 0$, $q = {}^1/_2\, p = \pi/2a$. Когда $b = a$, $\cos D = \frac{b}{a} = 1$ или $D = 0$, и поэтому $q\left(=\frac{D}{m}\right)$ становится неопределенным.

Для того чтобы определить характер изменения q при увеличении b от нуля до a, заметим, что $m = a \sin D$ и поэтому $q = \frac{D}{a}/\sin D$.

Функция $\varphi/\sin\varphi$ монотонно убывает от $\pi/2$ при $\varphi = \pi/2$ до единицы при $\varphi = 0$. Следовательно, при увеличении b от 0 до a величина q монотонно убывает от $\pi/2$ до $1/a$.

В соответствии с построением, выполненным в тексте (см. фиг. 3), скорость $\dot{x}$ имеет нижнее максимальное значение при $t = q$. Следовательно, при $b = a$ скорость должна иметь нижнее максимальное значение в момент времени $t = 1/a$. Этот вывод согласуется с решением уравнения (1) для случая апериодического движения, т. е. для случая, когда $b = a$.

Действительное решение уравнения (1) в этом случае имеет вид:

$$x = e^{-at}(Nt + M).$$

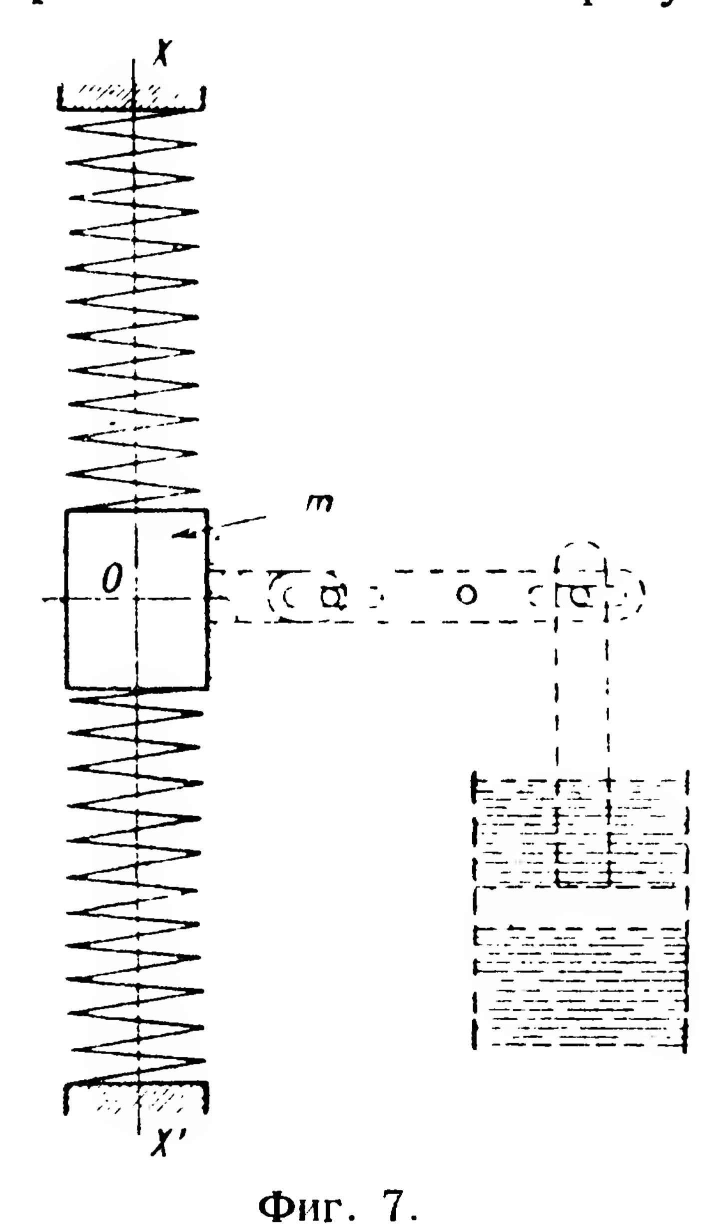
Если $\dot{x}_0 = 0$ и $x_0 = I$, то $x = e^{-at}(at + 1)I$. Откуда: $\dot{x} = -a^2te^{-at}I$, $\ddot{x} = a^2e^{-at}(at - 1)I$.

Поэтому $\dot{x}$ имеет максимум при $t = 1/a$.

СТАТЬЯ III

ОБЩИЕ ПРАКТИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Пока будем продолжать рассматривать тело, поведение которого мы хотим подвергнуть регулированию, как простую массу m (фиг. 1), и предполагать, что в нерегулируемом состоянии оно может свободно передвигаться вверх и вниз вдоль прямой линии XX'. В регулируемом состоянии тело, отклонившееся от некоторого заранее заданного положения покоя O, должно снова в него возвращаться.



Фиг. 7.

На практике такого рода регулирование может быть осуществлено очень простым способом. Требуемые восстанавливающие силы можно приложить, как показано на фиг. 7, при помощи двух пружин одинаковой силы, укрепленных на неподвижных опорах. Когда тело находится в положении покоя O, пружины должны быть либо вовсе не сжатыми, либо сжатыми одинаково. Если тело отклонится от положения O вверх или вниз, то обе пружины будут действовать на тело с силой, все время направленной к точке O и изменяющейся по величине пропорционально первой степени отклонения.

Требуемая добавочная сила может быть получена путем погружения всей системы в вязкую жидкость или при помощи прикрепленного к системе демпфера, как показано на фиг. 7 пунктиром. В обоих случаях жидкостное сопротивление вызовет появление силы, приложенной к телу. Эта сила будет изменяться в зависимости от скорости тела и всегда будет иметь направление, противоположное направлению скорости. Под влиянием этих двух сил тело, получившее случайное отклонение, будет совершать затухающее колебательное движение относительно точки O, являющейся конечным положением покоя. Быстрота затухания колебаний зависит от вязкости жидкости, в ко-

торую погружено тело или которой наполнен демпфер. При достаточно большой вязкости движение тела может сделаться апериодическим.

На данной модели можно достаточно полно пояснить применение теории автоматического регулирования. Однако на этом и заканчивается практическое значение такой модели.

Во многих важных случаях практического применения автоматического регулирования, например, при автоматическом управлении кораблем или самолетом, возможность использовать средства контроля, изображенные на фиг. 7, или любые другие подобные им совершенно исключена. В этих случаях невозможно, во-первых, применить какие-либо неподвижные опоры, могущие принимать на себя реакции пружин или иного источника восстанавливающей силы; во-вторых, вязкость окружающей жидкости, обычно воды или воздуха, вообще говоря, недостаточна для обеспечения желаемой быстроты затухания колебаний. Применение демпфера тоже невозможно, потому что оно так же, как и в случае пружин, основано на допущении существования внешней по отношению к телу опоры.

Отвлекаясь от практического осуществления устройства автоматического регулирования по схеме, изображенной на фиг. 7, рассмотрим основные общие требования к любой системе, предназначенной для автоматического регулирования тела m [1]. Во-первых, необходим прибор, который может автоматически обнаруживать всякое отклонение тела от положения покоя O, — индикатор отклонения. Этот прибор должен давать сигнал или показание, сила или величина которого должна быть пропорциональна в любой момент мгновенному значению отклонения тела от положения O. Кроме того, сигналы или показания, даваемые прибором, должны быть такими, чтобы их можно было отличать по знаку. Это необходимо для того, чтобы уметь различать отклонения тела от положения O в ту или другую сторону.

Во-вторых, этот индикатор отклонения должен быть каким-то образом связан с источником энергии. Источник энергии должен управляться индикатором так, чтобы даваемая им и приложенная к телу сила была пропорциональной во все моменты времени величине сигнала, данного индикатором.

Сила всегда должна быть направлена к положению O, независимо от того, в какую сторону от данной точки отклонилось тело. Эти два элемента: индикатор отклонений и связанный с ним источник энергии, дают требуемую восстанавливающую силу вместо пружин и опор (фиг. 7). Аналитически устройство из пружин и опор нетрудно подвести под рубрику общих требований. Можно считать, что пружины

[1] Еще раз обращаем внимание на то, что автор статьи весь вопрос об автоматическом регулировании сводит к созданию у регулируемого тела способности автоматически возвращаться к заданному положению и находиться в нем в покое при отсутствии возмущающих сил. Действие таких сил предполагается мгновенным. Иначе говоря, речь идет об обеспечении динамической устойчивости свободных движений тела. На самом деле вопрос об автоматическом регулировании значительно сложнее. Удовлетворение требованию динамической устойчивости хотя и необходимо, но недостаточно для действительного разрешения таких задач автоматического регулирования, которые рассматривает дальше автор статьи в отношении корабля, самолета и т. д. *Прим. ред.*

выполняют двойную роль. В качестве индикаторов они сигнализируют опорам о реакции, величина которой является мерой отклонения тела. Эта реакция превращает пружину в источник силы, дающий приложенную к телу восстанавливающую силу, пропорциональную реакции.

Следующее общее требование — наличие прибора, автоматически измеряющего скорость, с которой тело в любой момент движется от точки O или по направлению к ней. Этот прибор должен давать сигнал или показание, пропорциональное скорости, и проводить различие между скоростью, направленной вниз, и скоростью, направленной вверх.

Наконец, индикатор скорости должен быть связан с источником энергии и контролировать мощность этого источника, чтобы он давал силу, пропорциональную во все моменты времени силе сигнала, данного индикатором. Эта сила должна быть направлена вверх, когда тело движется вниз, и наоборот. Индикатор скорости и связанный с ним источник энергии заменяют вязкость окружающей жидкости или демпфер (фиг. 7) и дают требуемую дополнительную силу, приложенную к телу.

Можно считать, что демпфер, изображенный на фиг. 7, выполняет двойную роль, а именно: индикатора скорости и источника энергии, создающего силу, пропорциональную величине полученного им сигнала.

Разработка индикаторов отклонения и скорости и двух связанных с ним источников силы вместе со всем вспомогательным оборудованием, необходимым для эффективного действия индикаторов и источников силы, составляют объем практических задач, которые должен разрешить конструктор, проектирующий оборудование для автоматического регулирования тел, обладающих количеством движения.

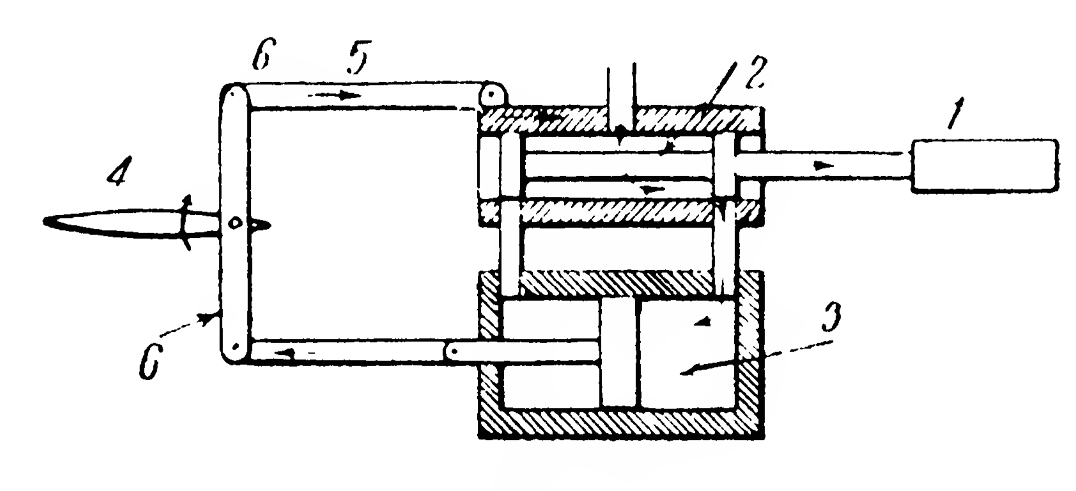
Перечислим некоторые свойства, которыми должна обладать система автоматического регулирования в идеальном случае. Все части системы должны действовать без запаздывания: индикаторы — измерять отклонение и скорость тела, показания индикаторов — передаваться к источникам энергии и приводить их в действие, силы, создаваемые источниками энергии, — воздействовать на тело. Связь индикаторов с источниками энергии не должна заметно изменять их чувствительности. Вообще говоря, индикаторы представляют собой сравнительно нежные приборы, способные развивать лишь очень незначительные силы. Например, индикатором отклонения может быть магнитный компас, а индикатором скорости — небольшой гироскоп.

С другой стороны, для приведения в действие источника силы, например, руля корабля, может потребоваться значительная мощность, лежащая далеко за пределами мощности, которую развивает индикатор при измерении отклонения и скорости. Это обстоятельство, почти всегда имеющее место на практике, заставляет вводить между индикатором и источником силы релейное устройство—сервомотор. При этом клапаны сервомотора или соответствующие им элементы управляются индикаторами, а его поршень, приводимый в действие посторонним источником энергии, соединяется с приспособлением, создающим силу, действующую на тело. Конструирование системы

сервомотора требует особого внимания, так как здесь нужно избежать запаздывания между показаниями индикатора и вызываемым им действием указанного приспособления — источника силы.

Если применяется сервомотор, а его применение между индикатором и источником силы почти неизбежно, то он должен включать так называемое следящее устройство.

На фиг. 8 схематически изображен индикатор *1*, соединенный с поршнем золотника *2*; поршень сервомотора *3* присоединен к рулю *4*, являющемуся в данном случае источником силы, действующей на регулируемый объект. Малейший сигнал от индикатора заставит поршень золотника передвигаться в том или ином направлении. Вследствие этого поршень сервомотора окажется под действием разности давлений и переместит руль в возможное крайнее положение, независимо от величины сигнала индикатора. Задача следящего устройства заключается в том, чтобы обеспечить пропорциональность между воздействием источника силы, т. е. отклонением руля, и величиной сигнала индикатора, которой в данном случае соответствует перемещение поршня золотника. Принцип действия обычного следящего устройства легче всего понять, представив себе, что корпус золотника может свободно скользить вдоль своей оси, и что он связан при помощи тяги *5* с приводом *6* или с какой-либо другой частью источника силы (т. е. руля). Если при этом устройстве индикатор заставит передвинуться поршень золотника вправо на некоторое расстояние X, то движение руля будет происходить до тех пор, пока корпус золотника, благодаря связи между тягой следящего механизма и приводом, не передвинется также вправо на то же расстояние X. В этом положении окна золотника опять закроются, и руль остановится, достигнув отклонения, пропорционального X. Следует заметить, что для того чтобы следящее устройство работало описанным способом, оно должно обладать некоторым запаздыванием. Если бы запаздывания не было, то корпус золотника передвинулся бы вправо одновременно с поршнем. Поэтому окна золотника никогда бы не открылись, и поршень сервомотора все время оставался бы неподвижным. Однако на самом деле некоторое запаздывание, достаточное для нормального действия устройства, в действительности всегда будет иметь место в механизме, и поэтому не нужно заботиться об его искусственном увеличении. Действительно, после того как окна золотника откроются, пройдет некоторый конечный промежуток времени, прежде чем давление на поршень достигнет величины, достаточной для преодоления инерции и трения в руле и в его приводе.



Фиг. 8.

Подобные соображения применимы и к любому другому механическому или электрическому усилителю мощности.

Автоматическое управление

В последующих статьях в основном будет рассматриваться тот вид автоматического регулирования, который можно назвать автоматическим управлением.

В случае автоматического управления тело заставляют двигаться по заданному направлению, независимо от внешних преходящих сил, стремящихся отклонить его от этого направления. Управление морскими судами, самолетами и торпедами, при котором их заставляют двигаться по заданному курсу в горизонтальной плоскости, может служить примером этого вида автоматического регулирования. Однако термин автоматическое управление удобно и логично обобщить и на тот случай, когда тело заставляют двигаться по заданному направлению и в вертикальной плоскости. Контроль глубины хода торпеды или высоты полета аэроплана представляет собой пример такого рода автоматического регулирования.

Разберем как наиболее знакомый пример автоматического управления судном и посмотрим, какие основные факты должны быть учтены при конструировании и эксплоатации оборудования для автоматического управления.

Во-первых, необходимо отметить, что те простые условия, при которых мы изучали процесс автоматического управления телом (фиг. 1 и 7), ограничиваясь прямой линией, неприложимы непосредственно к автоматическому управлению в действительности. Так в рассматриваемом случае мы должны каким-то образом учесть, что судно обладает скоростью в направлении своей продольной оси. Сам по себе этот факт не имеет значения для рассуждений и все сказанное об автоматическом регулировании простого тела m остается справедливым, так как вместо m можно представить судно, продольная ось которого расположена под прямым углом к XX', и считать, что вся система, включая судно, пружины, опоры и демпфер, не неподвижна, а движется в направлении оси судна.

Если бы такая система могла быть осуществлена в действительности, то всякое внезапное линейное перемещение судна в одну или другую сторону от заданного курса было бы уничтожено в результате затухающего колебания всего корпуса судна относительно направления его движения.

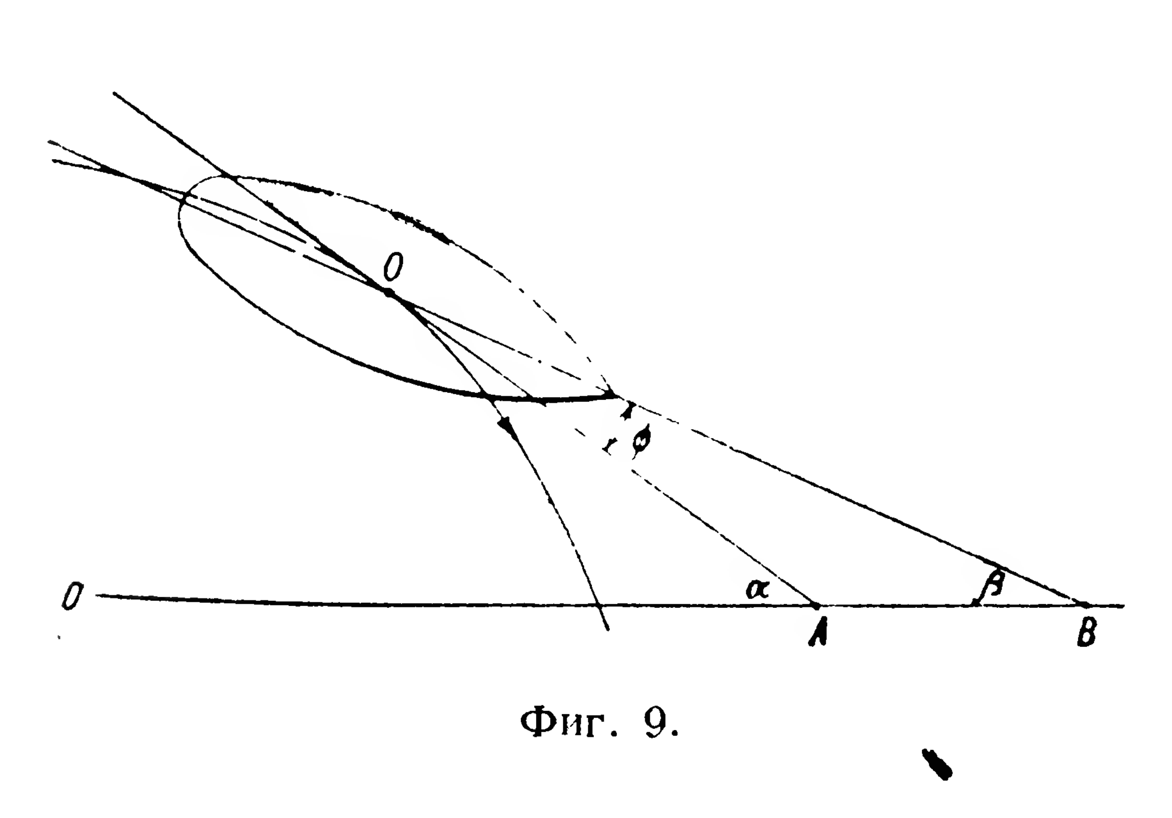
Однако здесь надо учесть одно существенное обстоятельство, заключающееся в том, что все существующие виды индикаторов отклонения, применимые для автоматического управления, нечувствительны к линейному перемещению, а лишь к угловому. Если, например, судно должно двигаться на запад, то компас будет показывать один и тот же угол, независимо от того, находится ли судно на западном курсе или на милю, или на любое другое расстояние к северу или югу от него. Поэтому компас как индикатор не может служить для обнаружения чисто поперечного смещения от заданного курса. Но он будет отмечать всякое движение корабля, при котором продольная центральная ось последнего будет отклоняться от заданного курса.

Поэтому мы вынуждены в качестве основы для действия системы автоматического регулирования рассматривать не линейное смещение, а угловое отклонение. Восстанавливающую силу, даваемую рулем, назовем восстанавливающим моментом, причем будем считать, что его величина должна быть пропорциональна мгновенному значению угла отклонения судна от заданного курса. Точно так же добавочная сила должна зависеть от угловой скорости, с которой судно отклоняется или приближается к заданному курсу. Поэтому индикатор, управляющий источником добавочной силы, должен быть чувствительным к угловой скорости.

Для того чтобы сделать более ясным ход дальнейших рассуждений, представим, что судно может свободно вращаться относительно вертикальной оси, закрепленной в пространстве и проходящей через центр тяжести судна. Тогда цель автоматического регулирования будет заключаться в том, чтобы сохранять заданное направление носа судна, независимо от внезапных преходящих сил или моментов, стремящихся повернуть его вокруг оси. Таким образом требования сводятся к наличию индикатора углового отклонения, индикатора угловой скорости и двух приспособлений для создания моментов воздействия на судно — источников моментов; один из них должен прикладывать к судну момент, пропорциональный угловому отклонению, зарегистрированному первым индикатором, а другой — момент, пропорциональный угловой скорости, зарегистрированной вторым индикатором. Направление моментов должно быть таким, чтобы один из них поворачивал нос судна к заданному положению, а другой противодействовал угловой скорости. Если эти условия в отношении конструктивного содержания регулирующего устройства выполнены, то появившееся отклонение носа корабля будет через затухающие колебательные движения корабля вокруг вертикальной оси, проходящей через его центр тяжести, исключено. Переход от линейной к угловой скорости нисколько не нарушает правильности предыдущих выводов о перемещении и скорости тела, совершающего затухающие колебания. Все высказанные выше положения и все приведенные кривые будут применимы при условии замены линейных перемещений угловыми отклонениями и линейной скорости — угловой скоростью.

Представим теперь, что ось, относительно которой вращается судно, освобождена и движется вперед вдоль или параллельно заданному курсу со скоростью, равной нормальной скорости корабля. Действительный путь корабля, отклонившегося от заданного курса и стремящегося восстановить прежнее направление, легко нарисовать, сделав несколько допущений. Так, приняв, что вращательное движение вокруг движущейся вперед оси совершенно не зависит от поступательного движения и что поступательное движение оси в направлении, параллельном заданному курсу, не зависит от вращательного движения корабля, нетрудно соединить вращательное движение корабля с поступательным движением оси и таким образом получить график траектории движения. При этих допущениях траектория движения тождественна или почти тождественна по форме кривой отклонений, приведенной на фиг. 2.

Сделанные допущения на практике не оправдываются. Скорость поступательного движения оси в направлении, параллельном заданному курсу, конечно, не остается постоянной. Правильнее было бы предположить, что во время возвращения корабля к заданному курсу остается постоянной составляющая скорости, направленная по касательной к траектории движения. Но даже и это допущение может быть подвергнуто критике, так как в действительности тангенциальная скорость в различных точках траектории, без сомнения, не имеет одного и того же значения. Кроме того, совершенно очевидно, что колебания корабля вокруг оси, проходящей через центр тяжести, происходят отнюдь не так, как они происходили бы, если бы ось оставалась в покое. На практике нельзя считать, что центральная продольная ось корабля остается все время касательной к траектории движения, описываемой центром тяжести. Например, в то время как судно может двигаться всем своим корпусом в направлении касательной OA (фиг. 9), его центральная ось может иметь направление OB, составляющее с касательной OA угол Φ. В этом случае на корпус корабля будет действовать гидродинамическая сила, создающая добавочный момент, помимо двух моментов, рассматривавшихся ранее. Этот добавочный момент будет помогать или противодействовать добавочному регулирующему моменту, зависящему от скорости, и поэтому движение корабля будет отличаться от того движения, которое он совершал бы при неподвижной вертикальной оси. Отклонение продольной центральной оси корабля от касательной к траектории движения оказывает еще следующее влияние на форму траектории.



Фиг. 9.

Индикатор углового отклонения обнаруживает отклонение продольной центральной оси корабля от заданного курса. Поэтому он измеряет (фиг. 9) не угол α, а угол β. Следовательно, величина восстанавливающего момента определяется разностью между углом α и более или менее неопределенным углом Φ.

Точно так же индикатор угловой скорости чувствителен к скорости изменения угла β, т. е. к скорости изменения угла α и скорости изменения угла Φ.

В этих условиях, когда неизвестны угол Φ и тангенциальная скорость движения корабля, форму траектории последнего нельзя определить со сколько-нибудь значительной степенью точности. На практике мы вынуждены ограничиться измерением величины и скорости изменения угла β (фиг. 9) и прикладывать к судну восстанавливающий и добавочный моменты, пропорциональные именно этим

величинам. Однако данный метод вполне оправдывается, поскольку точная математическая форма траектории не имеет значения, лишь бы на практике она оказалась соответствующей затухающему движению.

Источником силы, связанным с индикатором углового отклонения для корабля, служит руль. Теоретическое требование, заключающееся в том, чтобы восстанавливающий момент был пропорционален угловому отклонению, нельзя выполнить точно, так как вращающий момент, прикладываемый к судну повернутым рулем, пропорционален не первой степени угла поворота руля, а квадрату синуса угла поворота. Это обстоятельство служит одной из причин расхождения между теоретическими предположениями и результатами практических испытаний. Кроме того, вследствие сопротивления окружающей воды вращению корпуса относительно вертикальной оси, проходящей через центр тяжести, получается некоторый добавочный момент, пропорциональный угловой скорости судна. Однако, вообще говоря, получающийся таким образом момент оказывается недостаточным, для того чтобы заставить затухнуть колебания в достаточно короткий промежуток времени. Главная же часть добавочного момента должна быть создана специально. Она могла бы быть получена путем соединения индикатора угловой скорости со вторым рулем, тождественным первому, но действующим совершенно независимо от него. На практике и в теории нет необходимости прибегать к такому дублированию рулей. Один руль может служить для обеих целей, если его отклонение во все моменты времени управляется совместными показаниями обоих индикаторов. В этом случае действительное отклонение руля в любой момент можно считать состоящим из двух частей: из части, определяемой индикатором углового отклонения, и части, определяемой индикатором угловой скорости. Эти две части могут иметь то одинаковые, то различные знаки, но поскольку действительное отклонение руля равно их алгебраической сумме, один руль будет служить так же хорошо, как и два руля, управляемые независимо друг от друга.

Из предыдущего параграфа ясно, что добавочная сила или момент, требуемые для целей автоматического регулирования, вообще говоря, не обязательно должны порождаться трением или вязкостным сопротивлением. Это может быть сила, по происхождению или природе не отличающаяся от восстанавливающей силы. Именно по этой причине мы называли ее добавочной, а не демпфирующей, так как под этим последним термином обычно понимается сила сухого (кулоновского) или жидкостного трения.

СТАТЬЯ IV

РЕГУЛИРОВАНИЕ ПО УСКОРЕНИЮ

До сих пор мы рассматривали такой способ автоматического регулирования массивных тел, при котором к телу одновременно прикладываются регулирующие силы, пропорциональные непрерывно измеряемым мгновенным значениям отклонения и скорости тела. Этот способ регулирования можно назвать нормальным. Некоторые системы упрощают нормальный метод, отбрасывая регулирование в зависимости от величины скорости. В таких случаях полагаются на естественное сопротивление, имеющее фрикционный или какой-либо иной характер. При этом предполагают, что естественная сила трения достаточна, чтобы произвести требуемое «демпфирующее» действие без помощи какой-либо искусственно создаваемой силы, изменяющейся пропорционально скорости.

Если говорить об автоматическом управлении судов, то по меньшей мере две системы автоматического регулирования, а именно — системы Минорского и Гендерсона, идут или предлагают итти на одну ступень дальше нормального способа. В этих системах величина регулирующей силы зависит не только от отклонения и скорости тела, но и от его ускорения [1].

Система Минорского была, правда, не полностью испытана на практике. Система Джемса Гендерсона еще ждет испытания. Однако не подлежит сомнению, что введение регулирования по ускорению представляет собой следующую ступень развития автоматического регулирования, заслуживающую серьезного внимания.

На первый взгляд может показаться, что введение регулирования в зависимости от ускорения, помимо нормального регулирования в зависимости от отклонения и скорости, представляет собой ненужное усложнение. Если автоматически прикладываемая регулирующая сила является единственной силой, действующей на тело, и если ее величина определяется мгновенным отклонением и скоростью, то, согласно второму закону Ньютона, ускорение будет равно этой силе, деленной на массу тела. Следовательно, если мы располагаем индикатором ускорения, то он попросту будет измерять величину, равную или пропорциональную величине суммарного сигнала индикаторов отклонения и скорости. Поэтому объединенный сигнал всех трех ин-

---

[1] Такой способ регулирования в дальнейшем для краткости будем называть регулированием по ускорению. *Прим. перев.*

дикаторов будет представлять собой повторение, хотя, может, быть в увеличенном или уменьшенном масштабе, сигнала индикаторов отклонения и скорости. Простое увеличение или уменьшение этого сигнала, если бы оно было желательным, можно осуществить другими средствами, например, изменением передаточного коэфициента в приводе между индикаторами и источником силы.

К выводу о «ненужности» регулирования в зависимости от ускорения мы пришли на основе предположения, что автоматически прикладываемая регулирующая сила является единственной силой, действующей на тело во время его возвращения к нормальному положению, из которого оно было выведено какой-либо внешней возмущающей силой. На практике такой случай может встретиться в исключительных обстоятельствах. Рассмотрим для ясности случай автоматического управления кораблем.

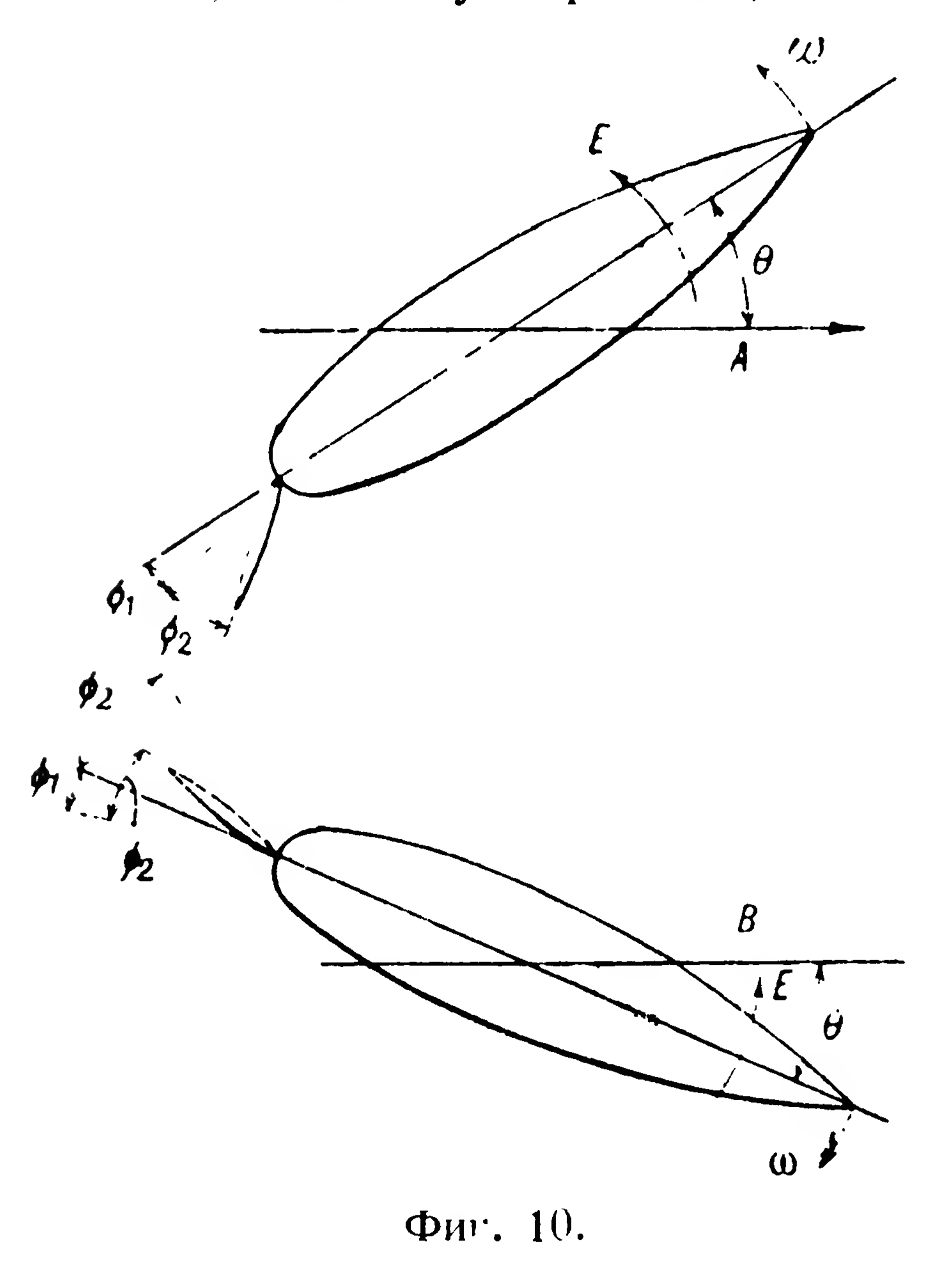
В обычных условиях корабль будет подвержен действию ветра, волн или прилива, либо всем этим воздействиям одновременно. Каждое из них в отдельности может прикладывать к корпусу корабля вращающий момент (постоянный или переменный), который будет помогать или противодействовать моменту руля. Даже при штиле и отсутствии влияния прилива реакция винтов, особенно в случае многовинтового судна, может иметь направление, не совпадающее с плоскостью, в которой расположен центр тяжести судна. Это означает, что к корпусу судна будет приложен вращающий момент. Кроме того, при отклонении или приближении к заданному курсу судно должно ускорять или замедлять значительную массу окружающей его воды. Вращательное движение судна в сочетании с поступательным подвергает корпус судна гидродинамическим и поверхностным силам трения, пропорциональным мгновенному углу отклонения или угловой скорости и вызывающим появление вращательного момента, помогающего или противодействующего моменту руля.

Если даже между сигналами, передаваемыми индикаторами, и углом отклонения руля имеется строгая пропорциональность, то момент руля, как отмечалось выше, не прямо пропорционален отклонению руля. Момент руля не только не линеен по отношению к отклонению, он зависит еще от скорости окружающей его воды. Следовательно, если линейная скорость судна во время его возвращения к заданному курсу непостоянна, как обычно бывает, то предположение, что момент руля пропорционален углу поворота руля, вдвойне неверно.

Поэтому можно быть вполне уверенным в том, что если на судно окажет действие возмущающая сила и вызовет отклонение его от заданного курса, то после исчезновения этой силы момент руля не будет единственным моментом, действующим на судно. Момент руля будет складываться или вычитаться с дополнительным неизвестным, неправильно изменяющимся моментом, представляющим собой сумму моментов ветра, волн, прилива, винтов, инерции воды, гидродинамического и поверхностного трения. В этот возмущающий момент удобно включить и часть момента руля, какой бы она ни была, представляющую собой разность между действующим моментом руля и его значением, соответствующим закону строгой пропорциональности.

Некоторые из составляющих возмущающего момента, например, составляющая, вызываемая ветром, все время дующим в одном направлении, будет, по крайней мере частично, независимой от угла отклонения судна от заданного курса и от его угловой скорости. Другие составляющие, например, гидродинамический момент, будут зависеть от угла поворота. Некоторые составляющие, например, момент, создаваемый поверхностным трением, будут зависеть от скорости. И наконец, некоторые составляющие, например, момент, вызываемый инерцией окружающей воды, будут зависеть от углового ускорения судна.

Итак, можно утверждать, что возмущающий момент состоит из четырех частей и может быть представлен в следующем виде:



Фиг. 10.

$$E = A\alpha + B\omega + C\Theta + D,$$

где $A\alpha$ — часть, пропорциональная угловому ускорению судна; $B\omega$ —часть, пропорциональная его угловой скорости; $C\Theta$ — часть, пропорциональная угловому отклонению Θ; D — часть, независящая от ускорения, скорости и отклонения.

Эти различные части могут иметь одинаковые или противоположные знаки, т. е. они могут усиливать или частично уничтожать друг друга. При этом знаки составляющих возмущающего момента не будут все время одинаковыми.

Очевидно, что если только величина возмущающего момента не будет незначительной, то он может сильно изменить траекторию движения тела и даже превратить движение тела из затухающего в движение с увеличивающейся амплитудой. Точно так же очевидно, что для устранения влияния возмущающего момента мы должны в идеальном случае прикладывать к судну момент руля, не только полностью уничтожающий мгновенно действующий возмущающий момент, но и превышающий его на величину, достаточную для того, чтобы обеспечить затухание колебательного движения судна.

Это идеальное требование поясняется графически на фиг. 10. Вверху (фиг. 10, *A*) изображено положение судна в некоторой точке его траектории в момент, когда угловое отклонение по отношению к заданному курсу равно Θ, а угловая скорость равна ω. Предположим, что на судно действует дополнительный момент E и что для получения момента руля, достаточного для компенсации момента E, необходимо повернуть руль на угол Φ_1. Пусть угол поворота руля,

необходимый для получения момента $M = P\Theta + Q\omega$, будет Φ_2. Тогда, если полное отклонение руля равно $\Phi_1 + \Phi_2$, то полный момент руля будет компенсировать дополнительный момент E; кроме того, останется избыток момента, обеспечивающий для рассматриваемого времени при любых условиях затухающее колебательное движение корабля по отношению к заданному курсу.

Внизу (фиг. 10, *В*) изображена картина, соответствующая некоторому более позднему промежутку времени. Если дополнительный момент остался неизменным по величине и по направлению, то для его компенсации будет необходимо повернуть руль на тот же угол Φ_1. Однако второй части полного отклонения руля, т. е. Φ_2, необходимо противопоставить момент, действующий в направлении, противоположном тому, в котором он действовал в случае, данном на фиг. 10, *А*, так как Θ и ω изменили знак.

Мы можем рассматривать движение руля с двух точек зрения, которые аналитически тождественны друг другу. На фиг. 10, *В* дополнительный момент имеет направление, при котором он частично или полностью может обеспечить требуемый вид траектории движения. На фиг. 10, *А* его направление, наоборот, не соответствует этой цели. На фиг. 10, *В* полное действительное отклонение руля, отсчитываемое от нулевого положения, меньше угла Φ_2, т. е. угла отклонения, необходимого для случая, когда $E = 0$. На фиг. 10, *А* действительное отклонение больше, чем Φ_2. Поэтому, принимая среднее положение руля за начало отсчета, можно сказать, что требуемым движением руля является такое, которое использует дополнительный момент, когда он благоприятно направлен, как на фиг. 10, ***В***, и противодействует ему, когда он неблагоприятно направлен, как на фиг. 10, ***А***. Или же можно считать, что руль должен двигаться таким образом, чтобы обеспечить затухающее колебательное движение в предположении, что дополнительный момент был равен нулю; в этом случае угол отклонения нужно отсчитывать от нулевого положения, наклоненного под углом Φ_1 к среднему положению руля. Если значение E постоянно, то новое нулевое положение также будет постоянным. При переменном значении E нулевое положение руля должно будет изменяться.

Наши рассуждения основаны на предположении, что момент руля строго пропорционален углу поворота руля. Если руль создает момент M_1 при угле поворота Φ_1 от его среднего положения и момент M_2 при угле поворота Φ_2 от того же положения, то руль будет создавать момент $M_1 + M_2$ при угле поворота $\Phi_1 + \Phi_2$ только в том случае, если момент и угол поворота связаны линейной зависимостью. Если же эта зависимость нелинейна, то момент, соответствующий добавочному углу поворота Φ_2, будет зависеть от значения первоначального угла поворота Φ_1.

Другой метод рассмотрения, пожалуй, более удобен при решении вопроса о том, как должен двигаться руль при наличии дополнительного момента. Если имеется такой момент, то в идеальном случае нужно ввести в регулятор элемент, управляющий постоянной или изменяющейся нулевой установкой Φ_1 таким образом, чтобы дополни-

тельный момент был компенсирован. Этот добавочный элемент следует зводить таким, чтобы создаваемый им эффект накладывался на эффект, вызываемый «нормальным» регулированием в зависимости от скорости и отклонения руля; при этом «нормальный» регулирующий эффект управляет поворотом руля относительно нулевого положения Φ_1, устанавливаемого добавочным элементом. Далее очевидно, что если в какой-либо промежуток времени дополнительный момент станет равным нулю, то наличие добавочного элемента не должно сказываться на движении корабля.

В этом случае движение корабля должно определяться регулированием в зависимости от отклонения и скорости «нормальным» способом.

Выше указывалось, что регулирование в зависимости от ускорения не дает никакого эффекта, если дополнительный момент равен нулю. Поэтому оно удовлетворяет последнему требованию. Другими словами, регулирование по ускорению удовлетворяет идеальным требованиям в том отношении, что оно не мешает «нормальной» работе регулятора тогда, когда необходимость в нем отпадает.

Однако первое из приведенных идеальных требований является главным. Регулирование по ускорению не удовлетворяет и не может удовлетворить этому требованию полностью, хотя при некоторых условиях и удовлетворяет ему с довольно значительной степенью точности. Вообще говоря, создаваемый им эффект может компенсировать не весь дополнительный момент E, а лишь те его составляющие $A\alpha$, $B\omega$, $C\Theta$, которые определяются угловым ускорением, угловой скоростью и углом поворота судна. Регулирование по ускорению бессильно в отношении части момента D, в которую входит момент ветра, волн, прилива, винтов и т. д. Наличие независимого момента D может сильно помешать удовлетворительной работе устройства автоматического управления [1]. Момент D представляет собой неправильно меняющуюся величину и поэтому затрудняет полный анализ проблемы[2]. Наилучшее, что можно сделать, это изучить действие системы регулирования по второй производной при нескольких выбранных нами определенных законах изменения D.

Следуя этому пути, предположим сначала, что $D = 0$, т. е. что в течение рассматриваемого времени все независимые моменты, входящие в величину D, взаимно уничтожают друг друга.

---

[1] В действительности автоматический регулятор должен быть сконструирован и рассчитан так, чтобы влияние момента D на поведение регулируемого тела было малым.

[2] Анализ поведения регулируемого объекта под действием возмущающего момента D, представляющего собой, вообще говоря, любую функцию времени $f(t)$, и дает возможность определить, каким должно быть конструктивное содержание регулирующего устройства — регулятора, какие силы должны действовать на регулируемый объект. Учет момента D не только не затрудняет полного анализа проблемы, как указывает автор статьи, но, наоборот, помогает провести действительно полный анализ проблемы автоматического регулирования. Поведение систем регулирования при действии момента $D = f(t)$ рассмотрено в нашей работе «Теория, расчет и методы проектирования автоматических регуляторов». «Автоматика и телемеханика», 1939, № 1. *Прим. ред.*

В этом случае совместное действие приборов контроля по ускорению скорости и отклонению приведет к тому, что судно будет совершать затухающие движения, так как, если бы в действии находились только приборы контроля по скорости и отклонению, а дополнительный момент отсутствовал. Но период этих колебаний не обязательно был бы прежним. Его значение зависит от принятой интенсивности регулирования по ускорению. Увеличив в достаточной степени эту интенсивность регулирования, мы смогли бы сделать период колебаний бесконечно большим или, другими словами, достигнуть апериодических условий движения.

Примем теперь, что составляющая D постоянна, т. е. что в течение рассматриваемого промежутка времени все независимые моменты хотя и изменяются каждый в отдельности, но все вместе дают неизменную во времени величину. В этом случае анализ показывает, что после отклонения от заданного курса судно будет совершать затухающие колебания относительно направления, наклоненного под некоторым углом к заданному курсу, а не относительно направления, совпадающего с ним, и что когда колебания затухнут, судно будет продолжать движение по измененному курсу. Угол между новым и старым курсом в некоторой мере зависит от интенсивности регулирования по ускорению. Сделав эту интенсивность достаточно большой, можно уменьшить указанный угол до незначительной величины.

Наконец, предположим, что момент D изменяется периодически по правильному закону. Практически это будет соответствовать случаю, когда D создается действием на корпус судна вереницы волн, по которым судно двигается под некоторым углом к направлению их движения. В этом случае волны проходили бы под кормой и носом в разные моменты времени и, следовательно, вызывали бы качку судна. Данный случай доступен анализу.

Этот анализ показывает, что при автоматическом управлении по ускорению, скорости и отклонению вслед за переходным периодом после отклонения от заданного курса судно будет совершать вынужденные колебания около заданного курса. Период этого остаточного колебания не может быть изменен по желанию, он всегда равен периоду переменного момента D. Однако амплитуда колебаний частично зависит от интенсивности регулирования по ускорению и, сделав последнюю достаточно большой, можно уменьшить амплитуду до незначительной величины.

Итак, мы видим, что в трех рассмотренных случаях, где мы сделали для облегчения анализа определенные допущения о характере изменения независимой составляющей добавочного момента, введение регулирования по ускорению позволяет воздействовать на характер движения тела и притом способом, благоприятным для намеченной цели. Не лишено также оснований предположение, что введение регулирования по ускорению будет полезно также и в тех случаях, когда составляющая D изменяется по закону, который благодаря его неправильности недоступен анализу.

Можно задать вопрос, не является ли это доказательство преимуществ введения регулирования по ускорению указанием на беспо-

лезность всякой системы регулирования, в которой такого регулирования не производится. Несомненно «нормальную» двухэлементную систему можно подвергнуть критике, но не столь серьезной, как это могло бы показаться на первый взгляд. Если судно снабжено системой автоматического управления, чувствительной только к угловому отклонению и скорости, и если оно подвергается действию добавочного момента, то все составляющие этого момента, зависящие от углового ускорения, скорости или отклонения судна, будут компенсированы, и судно будет двигаться по требуемой траектории, т. е. совершать затухающие колебания. Действительная форма траектории будет отличаться от требуемой только в том случае, если добавочный момент содержит постоянную составляющую D. Эффект от наличия этой составляющей будет иметь один и тот же характер, независимо от того, производится ли регулирование по ускорению или нет, однако без регулирования по ускорению этот эффект, например, остаточное отклонение судна от заданного курса при постоянном значении D, или амплитуда остаточного вынужденного колебания при изменении D по периодическому закону, будет бóльшим, чем при регулировании по ускорению, и кроме того, менее доступным для регулирования.

Скорость руля и регулирование по ускорению

Во всем сказанном выше о «нормальной» двухэлементной системе регулирования или о трехэлементной системе, включающей регулирование по ускорению, принималось, что комбинированный сигнал двух или трех индикаторов производит пропорциональное угловое отклонение руля. Комбинированный сигнал можно также использовать для получения отклонения руля со скоростью, пропорциональной сигналу. В этом случае развиваемый рулем момент, согласно принятому условию пропорциональный в любой момент времени отклонению, будет пропорционален регулируемой скорости руля.

Можно итти и дальше, использовав комбинированный сигнал для получения углового отклонения руля, пропорционального ускорению. Тогда и момент, развиваемый рулем в любой момент времени, будучи пропорциональным отклонению, будет пропорционален и регулируемому ускорению руля. Нам неизвестно ни одной испытанной на практике системы автоматического регулирования, в которой бы использовался последний из указанных способов.

Легко показать, как это сделано в третьем из приводимых ниже математических замечаний, что в случае регулирования скорости руля траектория судна не будет зависеть от наличия добавочного момента D постоянной величины. При регулировании ускорения руля мы поднимаемся еще на одну ступень выше и обеспечиваем независимость траектории судна от постоянного или равномерно изменяющегося момента D. Однако мало вероятно, чтобы на практике часто встречался равномерно изменяющийся момент D. Поэтому регулирование ускорения руля вряд ли может иметь особый смысл. Регулирование скорости руля, наоборот, отвечает обычным практическим требованиям и поэтому имеет более чем академический интерес

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

1. Ненужность регулирования по ускорению

Если момент руля является единственным моментом, действующим на судно, и если он равен $R = -(P\theta + Q\dot{\theta})$, то угловое ускорение будет равно: $\ddot{\theta} = R/I = -(P\theta + Q\dot{\theta})/I$, где I — момент инерции судна относительно вертикальной оси, проходящей через центр тяжести. Следовательно, после возмущения судно будет возвращаться к заданному курсу по закону, определяемому диференциальным уравнением:

$$\ddot{\theta} + \frac{Q}{I}\dot{\theta} + \frac{P}{I}\theta = 0, \qquad (1)$$

т. е. судно будет совершать затухающие колебания. Если добавить регулирование по второй производной, т. е. если момент, развиваемый рулем, равен $R' = -(P'Q + Q'\dot{\theta}) + S\ddot{\theta}$, то ускорение будет равно $\ddot{\theta} = R'/I = -(P'\theta + Q'\dot{\theta})/I + S\ddot{\theta}/I$.

Уравнение движения будет иметь вид:

$$\ddot{\theta} + \frac{Q'}{I - S}\dot{\theta} + \frac{P'}{I - S}\theta = 0. \qquad (2)$$

Уравнения (1) и (2) совпадают друг с другом, если $Q' = (1 - S/I)\,Q$ и $P' = (1 - S/I)\,P$. В этом случае $R = R'$. Если это условие не выполнено, то в обоих случаях будем иметь затухающие колебания, но различных периодов.

Если член, определяющий регулирование по ускорению $S\ddot{\theta}$, взять не со знаком $+$, а со знаком $-$, т. е. если $R' = -(P'\theta + Q'\dot{\theta}) - S\ddot{\theta}$, то ход рассуждений останется тем же. Однако соображения, приводимые в замечании 2, показывают, что нужно выбрать положительный знак.

2. Общая теория регулирования по ускорению

Пусть на судно, кроме момента руля, действует момент внешних сил $E = a + b + c + d$, где a, b, c соответственно пропорциональны угловому ускорению, скорости и отклонению судна, а d не зависит от них. Если судно вращается с угловым ускорением $\ddot{\theta}$, то оно сообщит такое же ускорение некоторой массе воды с моментом инерции A, окружающей корпус судна. Таким образом, момент, действующий на массу воды, будет равен $A\ddot{\theta}$, а реакция, действующая на судно, будет равна этому моменту, но противоположна ему по направлению. Итак, предполагая, что это есть единственная составляющая, пропорциональная ускорению, можно написать: $a = -A\ddot{\theta}$. Если b зависит только от поверхностного трения, то $b = -B\dot{\theta}$. В значение c нужно включить гидродинамический момент, вызываемый несовпадением продольной центральной оси корабля с траекторией движения. Этот момент зависит от угла Φ (фиг. 9), а не от α (или θ), но так как $\Phi = +\alpha - \beta$, то ясно, что c может быть представлено как функция от θ плюс или минус некоторая величина, независящая от θ. Поэтому можно написать $c = C\theta$, где C — коэфициент, который может быть положительным или отрицательным. В значение d мы включаем остальную часть гидродинамического момента, а также моменты ветра, волн, прилива, винтов и все другие моменты, независящие от $\ddot{\theta}$, $\dot{\theta}$ и θ.

Итак, $d = D$, где D может быть положительным или отрицательным, равным нулю, постоянным или переменным.

Таким образом выражение для добавочного момента можно представить в следующем виде:

$$E = -A\ddot{\theta} - B\dot{\theta} + C\theta + D.$$

Если одновременно существующий момент руля определяется выражением: $R = +S\ddot{\theta} - Q\dot{\theta} - P\theta$, то угловое ускорение судна будет равно $\ddot{\theta} = \dfrac{R + E}{I}$, откуда получаем уравнение:

$$(I + A - S)\ddot{\theta} + (B + Q)\dot{\theta} + (P - C)\theta = D. \qquad (3)$$

Сумма $I + A$ представляет собой так называемый эффективный момент инерции судна, состоящий из момента инерции самого судна и момента инерции окружающей его массы воды, которую можно рассматривать колеблющейся вместе с судном. Заменяя $(I + A)$ через J, из уравнения (3) получим:

$$\ddot{\theta} + \frac{(B+Q)}{(J-S)}\dot{\theta} + \frac{(P-C)}{(J-S)}\theta = \frac{D}{(J-S)} \quad (4)$$

или

$$\ddot{\theta} + 2b\dot{\theta} + a^2\theta = F. \quad (4a)$$

Коэфициенты P, Q, S определяются конструкцией аппаратуры для автоматического управления и поэтому могут быть выбраны по желанию. Коэфициенты J, B, C определяются в основном конструкцией судна и вначале неизвестны. Можно считать, что поведение судна (уравнение 4а) зависит от величины a и b, которые представляют собою некоторые функции от величин, зависящих (P, Q, S) и независящих (J, B, C) от нашего выбора. Поэтому мы можем воздействовать на поведение судна через посредство P, Q, и S. В то время как P, Q, S, будучи выбраны, остаются постоянными, J, B, C могут изменяться в зависимости от погоды или различной нагрузки и дифферента корабля. Однако приближенно можно считать, что коэфициенты a и b в уравнении (4а), если являются постоянными и не все время, то по крайней мере в течение короткого промежутка. Другими словами, если принять для простоты, что правая часть уравнения (4) равна нулю, то корабль будет совершать затухающие колебания, но после каждого возмущения он будет возвращаться к заданному курсу, совершая колебательные движения не обязательно всегда одного того и же периода. Величина F в уравнении (4а) определяется в основном условиями погоды и может быть положительной, отрицательной и равняться нулю, быть постоянной или изменяться по какому угодно закону.

Мы рассмотрим три случая, а именно: F равно нулю, постоянно и изменяется по простому гармоническому закону. Во всех трех случаях будем предполагать, что a и b постоянны по крайней мере в течение некоторого промежутка времени и что $a^2 > b^2$, т. е., что $P - C > \frac{1}{4} \cdot \frac{(B+Q)^2}{(J-S)}$.

$F = 0$. В этом случае судно будет совершать колебания с периодом:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\frac{P-C}{J-S} - \frac{1}{4}\frac{(B+Q)^2}{(J-S)^2}}}. \quad (5)$$

Обозначим через T_0 значение этого выражения при $S = 0$. При увеличении интенсивности регулирования по ускорению период колебаний уменьшается от T_0 до минимального значения $T_m = \frac{2\pi\ (B+Q)}{P-C}$, а затем увеличивается, проходя опять через значение T_0, и обращается в бесконечность при $S = J - \frac{1}{4}\frac{(B+Q)^2}{P-C}$. Этот бесконечно большой период соответствует апериодическому движению. Итак, мы видим, что регулирование по ускорению в этом случае позволяет изменять период колебаний.

$F = \text{const}$. Если F постоянно, то решение (4а) имеет вид:

$$\theta = \frac{F}{a^2} + Ge^{-bt}\sin(mt + H). \quad (6)$$

Второй член правой части соответствует затухающим колебаниям. Следовательно, отклонение стремится к предельному значению $\theta_L = \frac{F}{a^2} = \frac{F\ (J-S)}{P-C}$ и судно не возвращается к заданному курсу, а отклоняется от него на угол θ_L. Величину θ_L можно сделать сколь угодно малой, взяв достаточно большим коэфициент регулирования по ускорению S. Изменение S будет одновременно влиять на $(m = \sqrt{a^2 - b^2})$ и поэтому на период $T\left(= \frac{2\pi}{m}\right)$.

F переменно. Предположим сначала, что F изменяется по гармоническому закону:

$$F = U \sin (Vt + W).$$

Тогда решение (4a) имеет вид:

$$\Theta = \frac{U}{2bV} \sin \Phi \sin (Vt + W - \Phi) + Ge^{-bt} \sin (mt + H), \quad (7)$$

причем

$$\operatorname{tg} \Phi = \frac{2bV}{a^2 - V^2}.$$

Второй член соответствует затухающим колебаниям. После того как эти колебания пропадут, судно будет совершать вынужденные колебания. Период этих колебаний не зависит от регулирования, производимого в зависимости от Θ, $\dot{\Theta}$ и $\ddot{\Theta}$, но его максимальная амплитуда $U \sin \Phi / 2\, bV$ является функцией от S. Выражение для максимальной амплитуды можно представить в следующем виде:

$$\Theta_M = \frac{U(J-S)}{\sqrt{|P - C - V^2(J-S)|^2 + (B+Q)^2 V^2}} \quad (8)$$

При увеличении S—Θ_M убывает. Отсюда следует, что увеличение коэфициента регулирования по ускорению приводит к уменьшению амплитуды вынужденных колебаний. Если изменить знак S, то сделанные выше выводы для случаев $F = 0$, $F = \text{const}$, и F переменно — будут уже несправедливы и должны быть заменены противоположными им выводами.

3. Теоремы Минорского

Пусть, как и прежде, внешний момент $E = -A\ddot{\Theta} - B\dot{\Theta} + C\Theta + D$, но комбинированный сигнал от всех трех индикаторов, а именно $S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta$ вызывает отклонение руля со скоростью $\dot{\Phi}$, пропорциональной этому сигналу, т. е. $\dot{\Phi} = k_1 (S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta)$ и, следовательно, $\Phi = k_1 \int (S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta)\, dt$. Таким образом момент, развиваемый рулем $R = k_2 \Phi = k \int (S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta)\, dt$. Поэтому угловое ускорение корабля будет:

$$\ddot{\Theta} = \frac{R+E}{I},$$

или

$$I\ddot{\Theta} = k \int (S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta)\, dt - A\ddot{\Theta} - B\dot{\Theta} - C\Theta + D. \quad (9)$$

Диференцируя выражение (9) и собирая члены, получим:

$$J\dddot{\Theta} + (B - kS)\ddot{\Theta} + (kQ - C)\dot{\Theta} + kP\Theta = \frac{dD}{dt}, \quad (10)$$

где $J (= I + A)$ — эффективный момент инерции судна. Итак, если $D = \text{const}$, т. е. $dD/dt = 0$, то траектория движения корабля будет независима от значения D или, другими словами, в случае регулирования скорости руля движение корабля не зависит от постоянного добавочного момента.

Если комбинированный сигнал от индикаторов используется для получения пропорционального сигналу углового ускорения корабля, то $\ddot{\Phi} = k_1 (S\ddot{\Theta} - Q\dot{\Theta} - P\Theta)$. Проинтегрировав это выражение два раза, для того чтобы получить Φ и момент руля $R\ (=k_2\Phi)$, складывая R и E, для того чтобы найти угловое ускорение $\ddot{\Theta}$ корабля, и диференцируя полученное выражение два раза, находим:

$$J\ddddot{\Theta} + B\dddot{\Theta} - (C - QS)\ddot{\Theta} + kQ\dot{\Theta} + kP\Theta = \frac{d^2D}{dt^2}. \quad (11)$$

Следовательно, движение судна не зависит от добавочного момента D, если он постоянен или изменяется равномерно со временем. Минорский изучил условия, которым должны удовлетворять коэфициенты уравнений (10) и (11), для того чтобы движения, соответствующие этим уравнениям, когда правая их часть равна нулю, были устойчивыми[1].

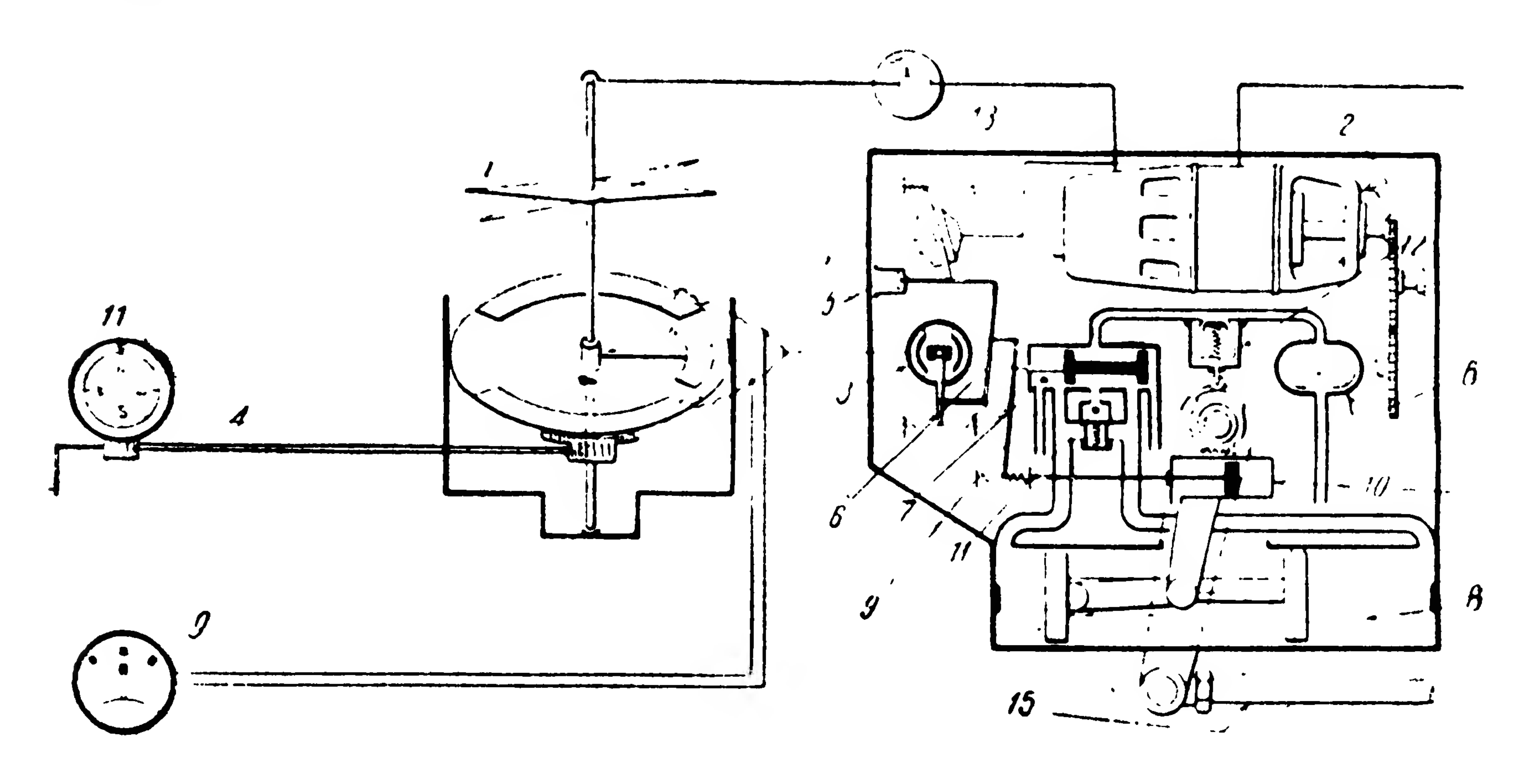
---

[1] N. Minorsky, Directional stability of automatically controlled bodies. Journal American Society of Naval Architects, vol. XXXIV, 1922.

СТАТЬЯ V

АВТОПИЛОТ СИМЕНСА ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Автопилот Сименса для самолетов весьма наглядно иллюстрирует практическое осуществление некоторых из принципов автоматического регулирования, рассмотренных в общих чертах в предыдущих статьях.

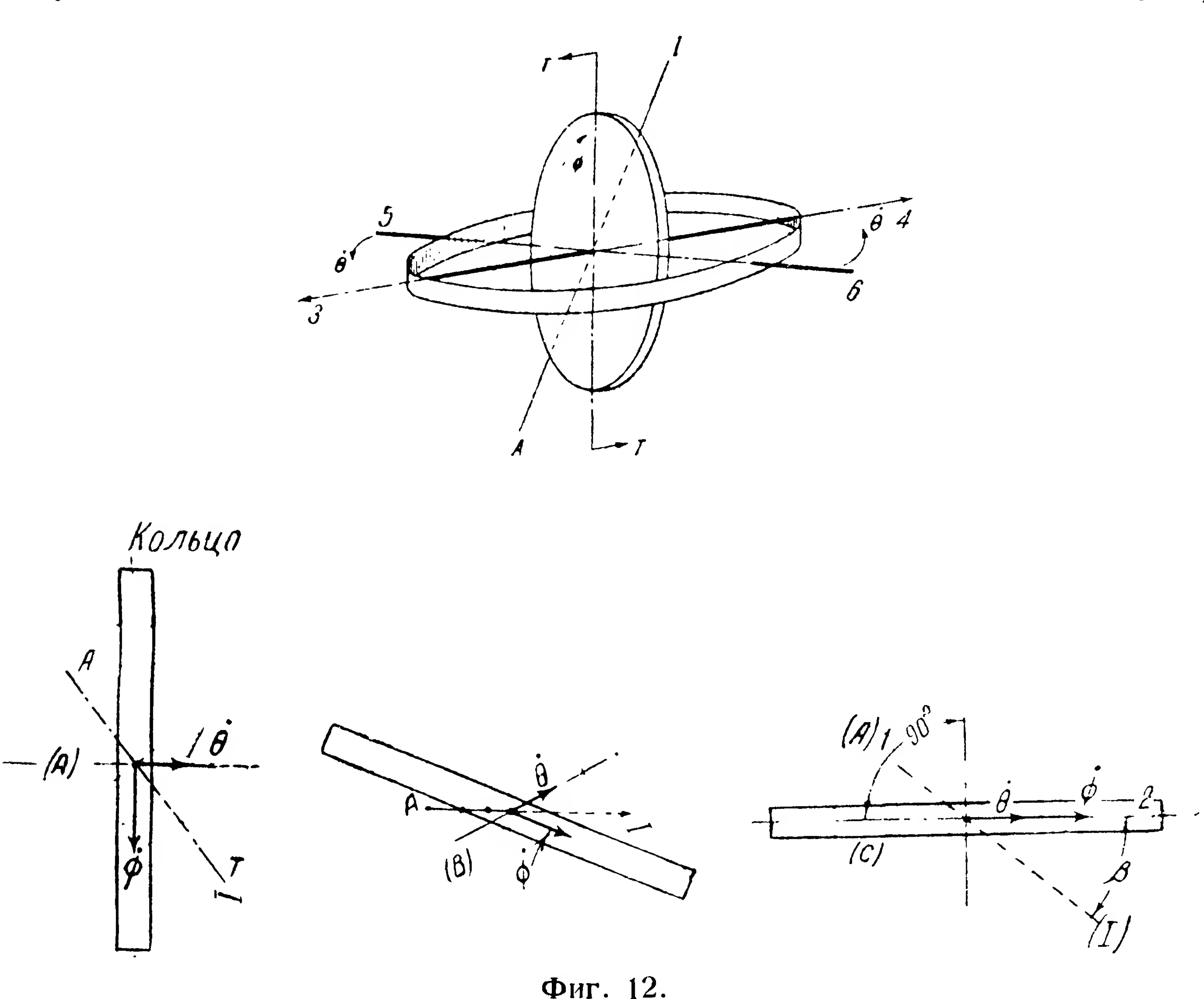


Фиг. 11.

Этот автомат предназначен для управления движением самолета относительно трех главных осей, а также для управления высотой полета. Он воздействует на самолет через руль высоты, элероны и руль поворота (курсовой руль) и состоит из трех отдельных регуляторов, отличающихся один от другого только первичными индикаторами. Обратим основное внимание на способ управления рулем поворота. Цель этого управления состоит в том, чтобы удержать самолет на заданном прямолинейном курсе путем компенсации влияния любых возмущающих сил, стремящихся отклонить самолет от этого курса.

Первичным индикатором, чувствительным к угловому отклонению от заданного курса, служит (фиг. 11) магнитный компас *1*. Так как направляющая сила магнитного компаса мала, то, чтобы ее можно было использовать для воздействия на курсовой руль, она должна быть каким-то образом увеличена. Для этого стрелки компаса (для

увеличения направляющей силы применяются две стрелки) укреплены на поплавке, погруженном в жидкость, проводящую электрический ток. Сосуд, содержащий эту жидкость, снабжен двумя проводящими квадрантами, а к поплавку прикреплен третий квадрант, расположенный несколько ниже первых двух и перекрывающий промежуток между ними. Переменный ток, подаваемый от моторгенератора *2* к поплавковому квадранту, разделяется на две части. Одна из этих частей проходит через поплавковый квадрант и через проводящую жидкость к одному из квадрантов, прикрепленных к сосуду,



Фиг. 12.

а другая часть к другому квадранту. Если поплавковый квадрант находится точно в среднем положении, то сопротивления обоих путей будут равны, и ток равномерно распределится между ними. Если же самолет отклонится от заданного курса, то квадранты сосуда передвинутся относительно поплавкового квадранта, длина одного из путей тока через проводящую жидкость увеличится и сопротивление соответственно возрастет. Поэтому ток распределится неравномерно между обоими квадрантами и эта неравномерность создаст сигнал об отклонении самолета от заданного курса. Оба тока выпрямляются отдельно друг от друга и направляются навстречу друг другу в электромагнит *3*. Эффективный ток через обмотку этого электромагнита пропорционален отклонению самолета от заданного курса и изменяет свой знак при изменении знака отклонения. Таким образом движение якоря

электромагнита является результатом углового отклонения самолета от заданного курса, зарегистрированного первичным индикатором.

Заданным является курс, при котором поплавковый квадрант расположен симметрично относительно двух квадрантов, прикрепленных к сосуду. Пилот может устанавливать направление полета, поворачивая сосуд с квадрантами при помощи специальной ручки *4*. В поплавковую цепь компаса включен регулятор чувствительности. При помощи его пилот может изменять силу тяги электромагнита и таким образом изменять отношение чувствительности первичного индикатора к чувствительности вторичного. Это приспособление используется в случае изменения погоды и при других условиях.

Если сосуд непрерывно вращать, то заданный курс будет непрерывно изменяться или, другими словами, заданным курсом будет являться окружность, а не прямая. Сосуд можно вращать с любой из шести различных скоростей. Это обстоятельство указывает на то, что автоматическое регулирование может применяться не только для сохранения регулируемой величины X постоянной, но и для изменения ее по какому - либо требуемому закону.

Якорь электромагнита первичного индикатора курса находится под действием двух пружин. Назначение этих пружин очевидно. Если бы их не было и если бы якорь электромагнита был свободен от трения и других сил сопротивления, то ток, текущий через обе катушки электромагнита, независимо от своей величины, поворачивал бы якорь в одно определенное положение. Пружины дают противодействующую силу, возрастающую по величине вместе с отклонением якоря от нулевого положения. Поэтому якорь поворачивается до тех пор, пока электромагнитная пара не будет уравновешена механической парой пружин, действующей в противоположном направлении. Таким образом равновесное положение якоря оказывается мерой тока, текущего через обмотки электромагнита, а следовательно, и мерой отклонения самолета от заданного курса.

Кроме компаса, в курсовом автомате Сименса имеется еще один первичный индикатор, чувствительный к скорости отклонения от заданного курса. Основой этого индикатора является гироскоп, вращающийся вокруг оси, в нормальных условиях параллельной продольной оси самолета.

Так как гироскопы нередко применяются как индикаторы скорости, воспользуемся случаем для того, чтобы сказать несколько слов о принципе их действия.

На фиг. 12 изображен ротор гироскопа, вращающийся с угловой скоростью Φ вокруг оси *3—4*, нормально параллельной продольной оси самолета. Ротор и его ось помещены внутри кольца, которое в свою очередь может свободно вращаться вокруг оси, параллельной поперечной оси самолета. Подшипники оси кольца жестко связаны с самолетом. Положим, что при указанном на фигуре направлении вращения ротора самолет начал отклоняться влево от своего курса с угловой скоростью $\dot{\Theta}$. Сложив обе скорости $\dot{\Phi}$ и $\dot{\Theta}$ (см. фиг. 12, *A*), получим результирующую, представляющую вращательное движение ротора вокруг воображаемой оси *IA*, лежащей в вертикальной пло-

скости, проходящей через центр ротора; верхний конец этой оси будет наклонен вперед. Таким образом, положение ротора будет аналогичным положению маховика, вращающегося вокруг оси, которая не находится в его плоскости и не перпендикулярна к ней. Так как в данном случае половина массы ротора находится на одной стороне оси вращения, а другая половина — на другой, то «центробежная сила», возникающая от вращения вокруг IA, вызывает появление пары сил T, действующей вокруг оси кольца. Эта пара сил стремится поставить плоскость ротора под прямым углом к воображаемой оси, т. е. опустить передний конец оси ротора вниз. Если бы вместо воображаемой оси мы имели действительную ось, закрепленную в пространстве, то пара T равнялась бы $\frac{\frac{1}{2}\dot{\theta}\dot{\Phi}I}{g}$, где I — момент инерции ротора относительно его оси вращения, и ротор начал бы прецессировать вокруг оси кольца до тех пор, пока не достиг бы положения равновесия, в котором его плоскость стала бы перпендикулярной к неподвижной оси IA. В действительности воображаемая ось не закреплена в пространстве, а следует за наклонами ротора (фиг. 12, B). Действительное положение равновесия показано на фиг. 12, C. В то время как ротор стремится установить свою ось под прямым углом к воображаемой оси, эта ось следует за ротором с уменьшающейся скоростью. При наклоне ротора на 90° воображаемая ось наклонится на угол β. В этом положении обе скорости $\dot{\Theta}$ и $\dot{\Phi}$ коллинеарны (их направления совпадают) и складываются, воображаемая ось совпадает с осью вращения ротора. В положении равновесия ось ротора совпадает или параллельна оси, относительно которой поворачивается весь самолет. Прецессия ротора к этому положению равновесия совершается в таком направлении, чтобы привести ось ротора по кратчайшему пути к совпадению с направлением оси вращения самолета от заданного курса.

Приняв же во внимание, что воображаемая ось не неподвижна, а движется в пространстве указанным образом, можно найти, что истинное значение момента T, называемого гироскопическим, равно $\frac{\dot{\theta}\dot{\Phi}I}{g}$, т. е. в два раза превышает приведенное выше значение. Момент равен $\frac{\dot{\theta}\dot{\Phi}I}{g}$ тогда, когда ротор находится в начальном положении A. В положении C момент равен нулю, а в любом промежуточном положении B он имеет некоторое промежуточное значение. Таким образом гироскопический момент является мерой скорости отклонения $\dot{\Theta}$ самолета от заданного курса подобно электромагнитному моменту индикатора отклонения, являющегося мерой самого отклонения Θ. Так же, как и в случае электромагнита, для противодействия гироскопическому моменту служат пружины. Итак, при вращении самолета на курсе гироскоп будет прецессировать относительно поперечной оси до тех пор, пока гироскопический момент T, уменьшающийся при прецессии от начального значения $\frac{\dot{\theta}\dot{\Phi}I}{g}$, не уравновесится про-

тиводействующей парой пружин, которая при прецессии возрастает от начального нулевого значения. Поэтому вследствие действия пружин гироскоп, прецессируя, будет стремиться к положению покоя и величина его отклонения будет пропорциональна скорости $\dot{\Theta}$ отклонения самолета от заданного курса. Прецессия противоположна по знаку для противоположных направлений вращения.

Если движения самолета резки и внезапны, то гироскоп будет прецессировать к положению покоя со столь большим количеством движения, что проскочит через него. Противодействующая пара со стороны пружин примет величину больше гироскопической пары, в результате чего появятся условия для возникновения колебаний гироскопа относительно его положения покоя. Эти колебания устраняются или уменьшаются при помощи демпфера *5*, связанного с гироскопом (фиг. 11) [1].

Автопилот Сименса относится к тому классу автоматических регулирующих устройств, в котором исполнительный орган (в данном случае руль), устанавливающий направление движения, отклоняется в соответствии с суммарным показанием индикатора отклонения и индикатора скорости. Действительное отклонение руля в любой момент представляет собой алгебраическую сумму двух частей, из которых одна пропорциональна или изменяется вместе с отклонением Θ, а другая пропорциональна или изменяется вместе со скоростью отклонения $\dot{\Theta}$.

Оба индикатора связаны с концами рычага *6*, который соединен с поршнем золотника *7*. Таким образом положение поршня золотника определяется показанием каждого из индикаторов в отдельности или же в сумме.

Золотник управляет подачей масла под давлением в правую или левую часть цилиндра сервомотора *8*, поршень которого связан с рулем самолета. Для того чтобы руль не отклонялся до крайнего предела при малейшем открытии золотника, необходимо иметь следящее устройство. В рассматриваемом случае следящее движение получается не при помощи соединения корпуса золотника с рулем, как это изображено на фиг. 8, а путем передачи движения руля обратно к поршню золотника. Именно по этой причине поршень золотника связан с рычагом *6*, соединяющим оба индикатора при помощи вспомогательного рычага *9*, а не непосредственно. Один из концов этого вспомогательного рычага присоединен к поршню специального демпфера *10*. На цилиндре демпфера укреплена рейка, сцепляющаяся с шестерней, вращающейся вместе с осью, с которой связан поршень сервомотора и от которой движение передается к рулю.

Действие последнего устройства легче всего понять, представив, что жидкость в демпфере замерзла и поршень демпфера движется как одно целое с цилиндром. Когда суммарный сигнал, полученный от индикаторов, передвинет поршень золотника вправо, поршень сервомотора отклонится влево и повернет руль. Одновременно шестерня

[1] Расчет и конструирование гироскопических приборов даны в книге Г. В. Щипанова, Гироскопические приборы слепого полета, Оборонгиз, 1938.

и рейка передвинут цилиндр демпфера влево, благодаря чему вспомогательный рычаг будет передвигать поршень золотника также влево, навстречу его первоначальному движению, и в конце концов закроет окна золотника. Очевидно, что чем больше будет чувствительность индикаторов, тем на большее расстояние передвинется вначале поршень золотника и тем на большее расстояние нужно будет передвинуть его обратно, чтобы закрыть окна золотника и остановить движение руля. Отсюда следует, что описанное устройство удовлетворяет главному требованию, предъявляемому ко всякому следящему устройству, поскольку всякое данное первоначальное движение поршня золотника вызывает пропорциональное или другим, более сложным образом зависящее от него движение руля. Очевидно, что некоторое запаздывание между моментом первоначального отклонения поршня золотника и моментом приобретения рулем соответствующего отклонения существенно для работы устройства. Если бы запаздывания не было, то окна золотника никогда бы не открывались.

Точное назначение демпфера *10* не было объяснено нам администрацией компании Сименс. Официально же указывается, что он дает «плавное возвратное движение». Мы, однако, предполагаем, что его назначение заключается в том, чтобы управлять запаздыванием между передвижением поршня золотника и пропорциональным ему отклонением руля [1].

Следует отметить еще две детали, показанные на фиг. 11. Клапан *11* служит для того, чтобы при желании перейти от автоматического к ручному управлению пилот мог сообщить между собой обе половины цилиндра сервомотора. В трубе между масляным насосом и золотником расположен клапан *12* для регулировки давления. Этот клапан управляется пальцем, укрепленным на валу руля, и регулирует давление на поршень сервомотора таким образом, чтобы сила, стремящаяся повернуть руль, увеличивалась при увеличении отклонения.

Регулирующие устройства, управляющие рулем высоты и элеронами, аналогичны устройству, управляющему курсовым рулем, если не считать различия между первичными индикаторами и другого расположения оси гироскопа. Все три устройства не связаны друг с другом и действуют совершенно независимо.

Первичным индикатором для управления рулем высоты служит указатель скорости с трубкой Пито.

Если нос самолета направлен вниз, то он начнет снижаться и поэтому скорость его будет возрастать. Если нос самолета приподнят

---

[1] Демпфер *10* в автопилоте Сименса является тем самым «катарактом», который применяется в автоматических регуляторах (например, числа оборотов паровой машины и т. д.) для получения так называемого «изодромного регулирования». Благодаря этому катаракту в системе регулятора осуществляется действие двух скоростных сил (одну из них автор назвал выше дополнительной), пропорциональных в рассматриваемом случае автопилота Сименса скорости поршня сервомотора и скорости поршня золотника. Наличие таких сил позволяет осуществить компенсацию влияния на самолет не только самих возмущающих сил, но и их производных (см. Г. В. Щипанов, Теория, расчет и методы проектирования автоматических регуляторов, «Автоматика и телемеханика», 1939, № 1). *Прим. ред.*

вверх, то он будет набирать высоту и поэтому скорость его будет уменьшаться. Увеличение или уменьшение скорости будет, по крайней мере в первом приближении, прямо пропорционально углу поднятия или опускания носа самолета. Следовательно, указатель скорости с трубкой Пито, чувствительный к изменениям скорости, может выполнять ту же роль, что и индикатор поворота самолета относительно поперечной оси. Вторым индикатором служит гироскоп, ось которого направлена вертикально вверх. Гироскоп связан с электромагнитом указателя скорости так, как показано на фиг. 11 для компаса. Ток, которым питается обмотка электромагнита, автоматически регулируется таким образом, чтобы сохранялась пропорциональность между ним и давлением, передаваемым трубкой Пито.

Первичным индикатором устройства для управления элеронами является маятник, отклонение которого превращается в постоянный электрический ток, текущий в том или другом направлении через обмотку электромагнита (аналогично электромагниту *3* на фиг. 11) в зависимости от направления отклонения маятника. Этот электромагнит связан со вторым индикатором, которым является гироскоп с осью, в нормальных условиях направленной вертикально вверх.

Кроме этих трех устройств, аппаратура Сименса в полном виде включает устройство для автоматической регулировки высоты полета самолета.

Контроль высоты производится при помощи альтиметра. Последний управляет маленьким электрическим мотором, связанным с дросселем мотора самолета. Контроль высоты непосредственно не связан с предыдущими устройствами для управления относительно трех главных осей, но через самолет его действие находится в соответствии с устройством, управляющим рулем высоты. Если, например, самолет, летящий на требуемой высоте, указываемой альтиметром, встречает воздушную яму и начинает падать вниз, то реакция альтиметра на изменение высоты приводит в действие электрический мотор, который, переставляя дроссельную рукоятку, увеличивает мощность мотора самолета. В результате скорость самолета увеличивается. Увеличение скорости регистрируется указателем скорости с трубкой Пито, который вызывает передвижение руля высоты в таком направлении, как если бы самолет летел горизонтально, но с направленным вниз носом и увеличивал скорость по мере снижения. Другими словами, руль высоты поднимется, и самолет начнет возвращаться к первоначальной высоте полета. Наоборот, если самолет встретит вертикальный поток, который будет переводить его на высоту, превышающую заданную высоту полета, то альтиметр уменьшит открытие дросселя мотора и уменьшит скорость. Трубка Пито обнаружит это уменьшение скорости и вызовет передвижение руля высоты в таком направлении, как если бы самолет летел горизонтально, но с приподнятым кверху носом, и набирал высоту. Другими словами, руль высоты опустится, и самолет начнет снижаться к прежней высоте полета.

Следует заметить, что альтиметр можно рассматривать как первичный индикатор в отношении регулирования высоты полета. Второй индикатор, чувствительный к скорости изменения высоты, здесь от-

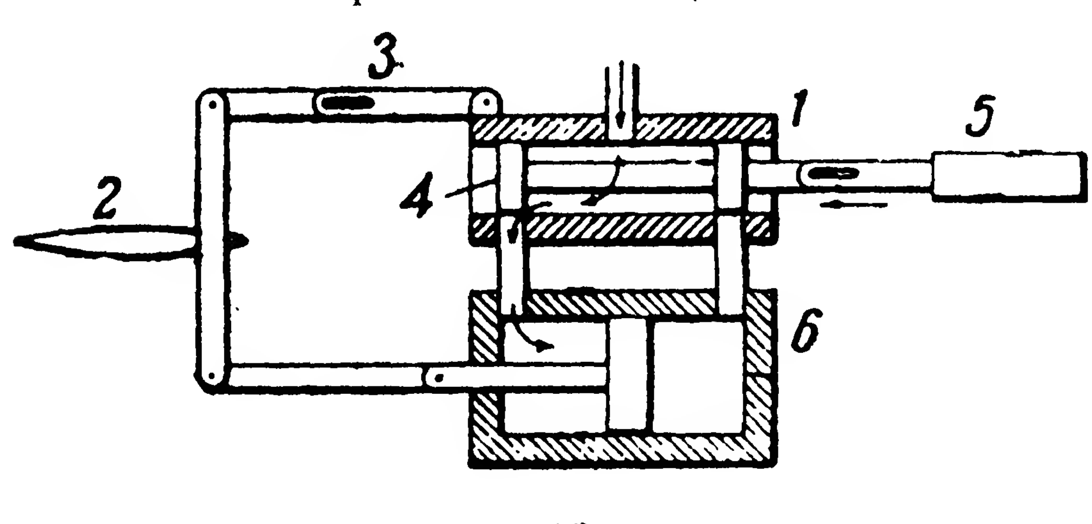
сутствует. Отсюда на основании изложенных выше основных положений может показаться, что коррекция отклонения от заданной высоты полета должна вызвать установившиеся, а не затухающие колебания самолета относительно заданной высоты полета. Однако это не вполне верно. Альтиметр нужно рассматривать как добавочный первичный индикатор, связанный с устройством для управления рулем высоты. Так как это устройство уже содержит второй индикатор в виде гироскопа, то нет необходимости вводить специальный индикатор, действующий совместно с альтиметром.

СТАТЬЯ VI

ГИРОПИЛОТ СПЕРРИ

Принцип действия

Рассмотренный выше автопилот Сименса для самолетов служит хорошим примером применения изложенных общих принципов автоматического регулирования. Как мы видели, аппаратура для регулирования относительно каждой из трех осей, состоит из индикаторов углового отклонения и угловой скорости, показания которых складываются алгебраически и дают объединенный сигнал, сила которого определяет мгновенное отклонение руля или другого регулирующего органа.



Фиг. 13.

Другие виды аппаратуры автоматического регулирования менее полно удовлетворяют изложенным общим принципам, но зато обладают большей простотой и легкостью. Очень хорошее представление об упрощениях, которые могут быть допущены без серьезного ухудшения качества работы, дает гиропилот Сперри или «автоматический рулевой» для управления кораблем.

В этой системе отсутствует индикатор угловой скорости. Единственным индикатором является корабельный гирокомпас и, следовательно, единственной измеряемой величиной является угловое отклонение корабля от заданного курса. Получаемый от индикатора сигнал передается к рулю при помощи особого следящего механизма со свободным ходом. Вследствие свободного хода руль испытывает добавочное воздействие, отчасти компенсирующее отсутствие индикатора угловой скорости. Такое упрощение механической части устройства создает значительные трудности в аналитическом рассмотрении действия системы. Так д-р Раулингс, один из инженеров фирмы Сперри, называет прибор, дающий свободный ход, «ненаучным хитрецом, не признающим математики». Однако действие системы, как мы сейчас покажем, можно легко понять качественно при помощи полуграфического метода. Насколько нам известно, фирма Сперри еще никогда не опубликовывала полного объяснения действия ее гиропилота.

Даваемое нами объяснение незначительно расходится с краткими, более или менее популярными сообщениями, которые появлялись по этому вопросу ранее.

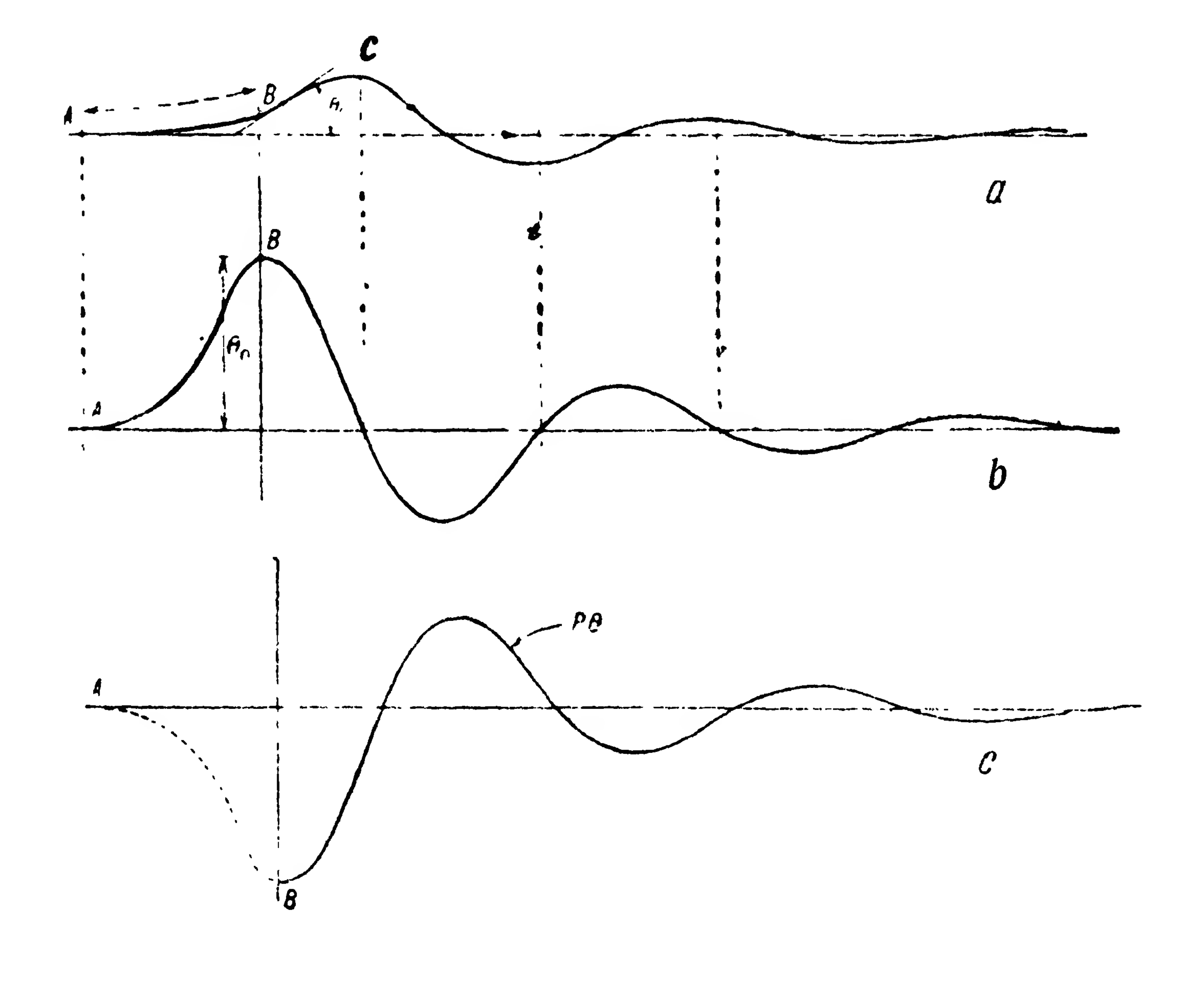
Для того чтобы не перегружать изложения описанием конструктивных деталей гиропилота Сперри, предположим, что управление рулем осуществляется при помощи сервомотора *6* (фиг. 13), причем звено *3*, соединяющее руль *2* с цилиндром золотника, обладает незначительным свободным ходом. Когда руль и цилиндр золотника находятся в среднем положении, то шпонка и вырез, при помощи которого соединяются обе части следящего механизма, допускают некоторый свободный ход в обоих направлениях. В гиропилоте Сперри имеется, кроме того, свободный ход в соединительном звене между индикатором *5* и золотником; назначение его будет выяснено позже. Пока же примем, что это соединение является жестким.

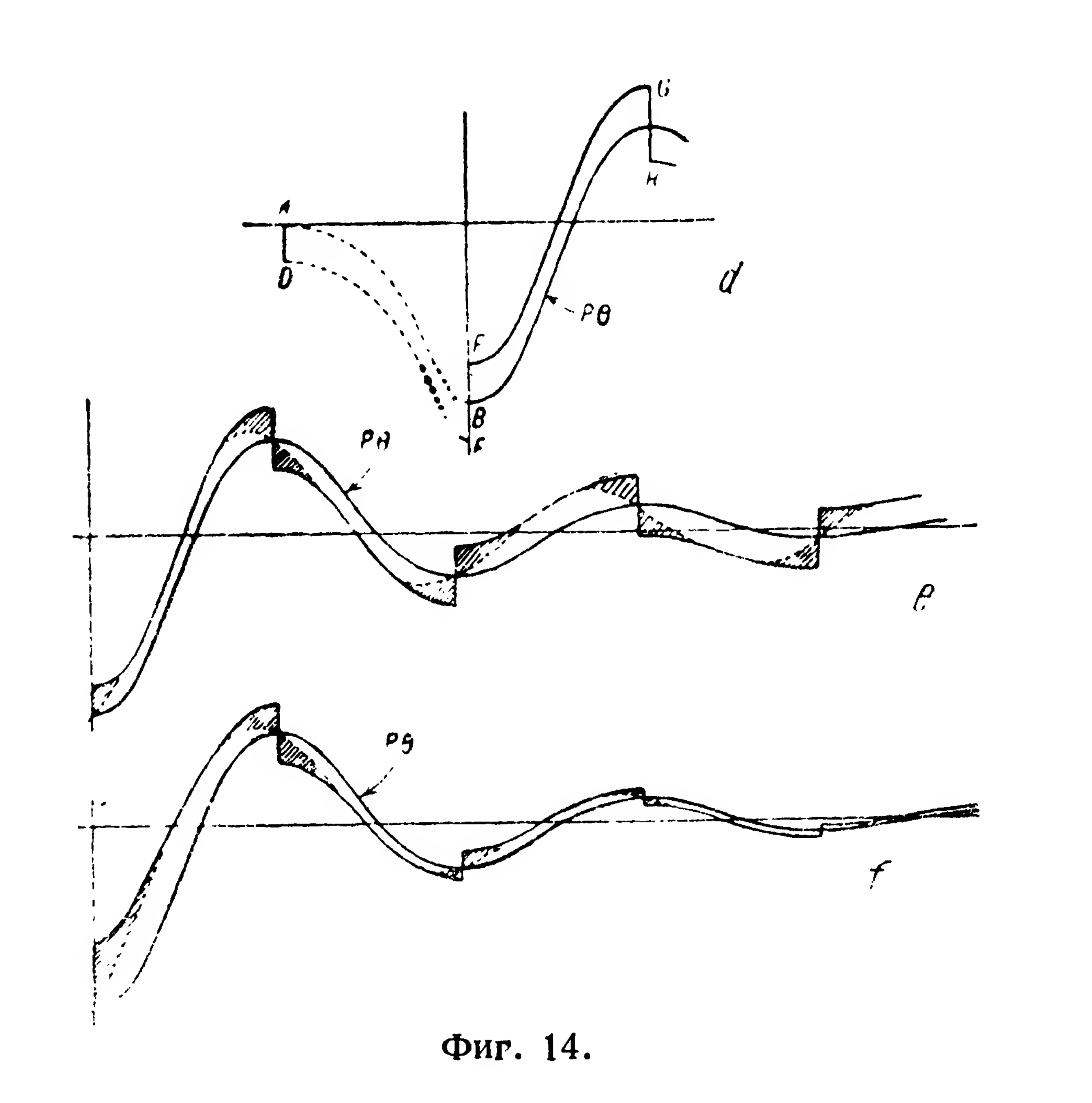
Для того чтобы изучить действие гиропилота Сперри на этой упрощенной эквивалентной схеме, мы должны были бы исследовать форму траектории, по которой судно возвращается к заданному курсу, в предположении, что индикатор регистрирует угол отклонения Θ от заданного курса и что следящий механизм обладает указанным свободным ходом. Если введение свободного хода выполняет возложенную на него задачу, то наше исследование должно было бы показать, что вид траектории соответствует затухающим колебаниям. Этот непосредственный метод исследования связан с аналитическими трудностями, которые, без сомнения, оправдывают приведенное выше замечание д-ра Раулингса.

Поэтому будем придерживаться другого метода, и вместо того, чтобы стремиться на основании заданных механических особенностей конструкции найти траекторию, по которой будет двигаться судно, примем с самого начала, что эта траектория представляет затухающее колебание требуемого вида.

Затем построим кривую зависимости момента руля от времени, необходимую для того, чтобы судно двигалось по заданной траектории, в предположении, что отклонение руля определяется углом отклонения Θ с учетом свободного хода. Наконец, сравним эту кривую изменения момента с кривой, которая, как мы знаем из изложенных выше принципов, необходима для того, чтобы судно совершало затухающие колебания. Расхождение между обеими кривыми обнаружит, насколько удовлетворительно выполняет свою задачу устройство со свободным ходом по сравнению с индикатором скорости, создающим добавочное отклонение руля.

На фиг. 14 (кривая *a*) изображена в основных чертах та желательная траектория движения, по которой должен двигаться корабль после отклонения от заданного курса вследствие некоторой случайной возмущающей силы, начавшей действовать в точке *A* и прекратившей действие в точке *B*. В момент прекращения действия возмущающей силы в точке *B* судно стремится двигаться в направлении *BC* под некоторым углом Θ_0 к заданному курсу. Примем, что затем судно на самом деле движется по траектории, изображенной на фиг. 14, *a*. Измерив наклон касательной к кривой *a* в различных точках, можно





Фиг. 14.

построить кривую b, дающую угол наклона к заданному курсу в любой момент времени. Строго говоря, горизонтальный масштаб кривой a представляет собою расстояние, измеряемое вдоль линии заданного курса, в то время как в случае кривой b по оси абсцисс откладывается или должно откладываться время. Поэтому необходимо предположить, что составляющая скорости судна, направленная параллельно заданному курсу, остается постоянной для всех точек траектории движения. При таком допущении масштаб времени кривой b будет пропорционален линейному масштабу кривой a. Поэтому, выбрав подходящим образом эти масштабы, можно сделать так, чтобы соответствующие моменты находились непосредственно под соответствующими расстояниями.

Индикатор регистрирует углы отклонения согласно кривой b. Следовательно, если бы в следящем механизме не было свободного хода, то отклонение руля в любой момент было бы пропорционально отклонению Θ, указываемому индикатором. Соответствующая кривая изменения момента имела бы вид, изображенный на фиг. 14, c. Наша задача теперь заключается в том, чтобы исследовать, каким образом изменяется кривая моментов вследствие наличия свободного хода. Мы должны начать рассмотрение с точки A, в которой начала действовать возмущающая сила. Траектория, по которой судно возвращается к заданному курсу, начинается с точки B, но устройство со свободным ходом начнет действовать еще до того момента, в который судно достигнет точки B.

Предположим, что в точке A все части аппарата находятся в средних положениях. Из фиг. 13 очевидно, что до тех пор, пока руль не передвинется на некоторый угол Φ, необходимый для того, чтобы следящее звено *3* передвинулось на расстояние x, цилиндр золотника будет оставаться неподвижным и не будет следовать за движением поршня *4* золотника, производимым индикатором *5*. Поэтому начальное отклонение Φ руля неконтролируемо в том смысле, что его величина и скорость не зависят обычным образом от положения или от скорости золотника. Время, необходимое для того, чтобы руль достиг этого отклонения, определяется давлением рабочей жидкости в цилиндре, массой руля и сопротивлением, испытываемым рулем и частями, соединенными с ним. Если давление достаточно велико, то время, в течение которого будет достигнуто начальное отклонение Φ, может быть сделано сколь-угодно мало отличающимся от нуля. Примем, что оно равно нулю, хотя в действительности оно должно быть конечным. Если принять эти допущения, то момент руля внезапно возрастает в точке A (фиг. 14, d) до некоторого значения AD, пропорционального начальному отклонению Φ.

Так как теперь следящее звено полностью растянуто, то после этого начального неконтролируемого движения будет происходить управляемое движение (фиг. 13), в течение которого цилиндр золотника будет обычным способом следовать за его поршнем. Поэтому остальная часть отклонения будет совершаться строго пропорционально углу отклонения Θ, указанному индикатором, и кривая момента руля во время регулируемого периода может быть представлена при помощи

части AB кривой $P\Theta$, сдвинутой вниз на расстояние AD (кривая DE на фиг. 14, *d*).

В точке B (фиг. 14, *b*) угол отклонения Θ перестает увеличиваться и начинает уменьшаться. Индикатор, чувствующий это изменение, начинает передвигать поршень золотника вправо, распределение давления в цилиндре сервомотора изменяется, и руль начинает возвращаться к центральному положению. Однако очевидно, что до тех пор, пока следящее звено не сократится на величину $2x$, цилиндр золотника не будет следовать за движением его поршня, т. е. до тех пор, пока отклонение руля опять не будет контролироваться индикатором. Попрежнему предполагаем, что время, в течение которого руль отклоняется на этот угол, равно нулю. Поэтому в E (фиг. 14, *d*) момент руля внезапно уменьшится на величину EF; вследствие этого кривая моментов окажется настолько же выше кривой $P\Theta$, насколько она перед этим была ниже ее.

Затем опять возобновляется контроль движения руля индикатором, и момент руля начинает изменяться согласно кривой FG, представляющей собою соответствующую часть кривой $P\Theta$, передвинутую вверх на расстояние BF. Управляемое движение прекращается в точке G, направление отклонения корабля опять изменяет знак, и кривая изменения момента опять перемещается вниз на расстояние GH.

Повторяя этот процесс в каждой точке, в которой направление отклонения судна изменяет знак, получим ступенчатую кривую, изображенную на фиг. 14, *e*. Сгладив углы кривой, легко видеть, что сглаженная кривая и кривая $P\Theta$ имеют большое сходство соответственно с кривыми $Pd + Qv$ и Pd, изображенными на фиг. 5. Это означает, что введение прибора со свободным ходом превращает кривую $P\Theta$ в кривую, сходную с кривой $P\Theta + Q\omega$ полного момента руля, необходимого для того, чтобы судно двигалось по требуемой траектории движения. Необходимо заметить, что действие свободного хода не приводит к получению самостоятельной кривой $Q\omega$, но к сумме кривых $P\Theta$ и $Q\omega$ в такой форме, в которой эта результирующая оказывается непосредственно применимой к управлению судном. Поэтому описанное устройство устраняет необходимость не только в отдельном индикаторе угловой скорости, но заменяет также механизм, при помощи которого сигналы от этого индикатора складываются с сигналами от индикатора угла отклонения.

Однако критическое рассмотрение показывает, что сглаженная кривая не может служить совершенно удовлетворительной заменой идеальной результирующей кривой или кривой полного момента руля, соответствующей траектории, по которой должно двигаться судно. Вид сглаженной кривой в некоторой степени зависит от масштаба, в котором она нанесена, и от произвольного процесса сглаживания ее. Несмотря на это, принятый графический метод исследования не зависит от двух указанных обстоятельств настолько, что мы можем сделать несколько общих заключений. Во-первых, из фиг. 14, *e* можно обнаружить некоторое различие между периодом сглаженной кривой и периодом кривой $P\Theta$, а согласно фиг. 5 оба эти периода

должны быть одинаковыми. Период сглаженной кривой несколько короче периода кривой $P\Theta$. Кроме того, в отличие от обычного периода он не строго постоянен. Во-вторых, сглаженная кривая обнаруживает стремление, если ее рассматривать слева направо, все более отклоняться от кривой $P\Theta$, а согласно фиг. 5 она должна была бы все более приближаться к ней. В-третьих, если процесс сглаживания ступеней кривой может быть оправдан в начальной части кривой, то он делается все более недопустимым по мере продвижения вправо. Таким образом приходим к заключению, что в случае действия прибора со свободным ходом судно будет двигаться по требуемой траектории с достаточно хорошей степенью точности только в начальной стадии движения и что в более поздние моменты времени оно может несколько отклониться от требуемой формы траектории.

Следует указать, что сглаженная кривая удовлетворяла бы идеальным требованиям лучше, если бы высота ступенек была не постоянна, а все время уменьшалась, т. е. если бы величина свободного хода в следящем звене уменьшалась по мере приближения судна к заданному курсу. Можно сделать так, чтобы величина свободного хода изменялась пропорционально максимальному углу отклонения, указываемому индикатором.

Эффект такого изменения показан на фиг. 14, *I*. При построении этого чертежа величина свободного хода в начале кривой для большей наглядности была удвоена. Легко видеть, что сглаженная кривая в этом случае является очень хорошим приближением по всей ее длине к требуемой стандартной кривой, изображенной на фиг. 5.

Однако на это можно возразить, что так как прибор для изменения свободного хода должен регистрировать максимальные значения сигналов, получаемых от индикатора отклонений, то необходим индикатор скорости или, во всяком случае, только немного менее его сложный механизм.

Применение такого прибора устранило бы главное преимущество устройства с свободным ходом, а именно — его механическую простоту, достигнутую исключением индикатора скорости.

В гиропилоте Сперри изменение величины свободного хода не автоматизировано. Величину свободного хода можно регулировать, но только вручную и исключительно с целью компенсации изменений в состоянии моря или движения корабля. Простое исследование показывает, что изменение свободного хода эквивалентно по эффекту изменению величины отношения постоянных P и Q.

Наш графический метод исследования не позволяет определить эффект, оказываемый на движение корабля отклонением сглаженной кривой от стандартной «совершенной» кривой. Мы можем только сказать, что такое отклонение имеется и что вследствие него траектория движения, по крайней мере в более поздние моменты времени, не будет иметь требуемой формы. Необходимо заметить, что это расхождение влияет на траекторию именно в более поздние моменты времени, когда начальный угол отклонения уже значительно уменьшился. Поэтому можно утверждать, что в наихудшем случае движение вначале будет иметь требуемый затухающий характер, но с течением вре-

мени может превратиться в установившиеся колебания с незначительной амплитудой относительно заданного курса. Возможность возникновения таких установившихся остаточных колебаний достаточно очевидна, но определение амплитуды этих колебаний представляет собой очень сложную математическую задачу. На практике всякое стремление автоматически управляемого тела притти в состояние установившихся остаточных колебаний будет компенсироваться другими факторами, не принятыми нами во внимание, в частности, естественными демпфирующими моментами, производимыми водой, окружающей корпус судна.

Возможность появления остаточных колебаний явствует из того факта, что малейшее движение поршня золотника, вызванное самым незначительным отклонением судна от заданного курса, вызывает неконтролируемое отклонение руля на некоторый начальный угол Φ. Поэтому при определенных обстоятельствах незначительное отклонение от заданного курса может привести к ряду внезапных отклонений руля на некоторый угол Φ то в одну, то в другую сторону от среднего положения. Всякое такое стремление к колебаниям может быть устранено при помощи второго элемента со свободным ходом $\pm y$ в звене, соединяющем индикатор и поршень золотника (фиг. 13). Очевидно, что при наличии такого добавочного элемента со свободным ходом движение золотника и, следовательно, отклонение руля будет происходить только после отклонения судна от заданного курса на угол, который больше угла, соответствующего величине свободного хода y.

Необходимо заметить, что на практике, согласно сообщению фирмы Сперри, свободным ходом y пользуются только в плохую погоду. Графическое построение кривой изменения момента руля в случае наличия обоих свободных ходов может быть выполнено уже известным нам способом. Результат наводит на мысль интерпретировать добавочный свободный ход y иначе. Он, повидимому, дает эффект, приблизительно эквивалентный регулированию по второй производной и особенно полезный в случае периодически изменяющихся внешних моментов.

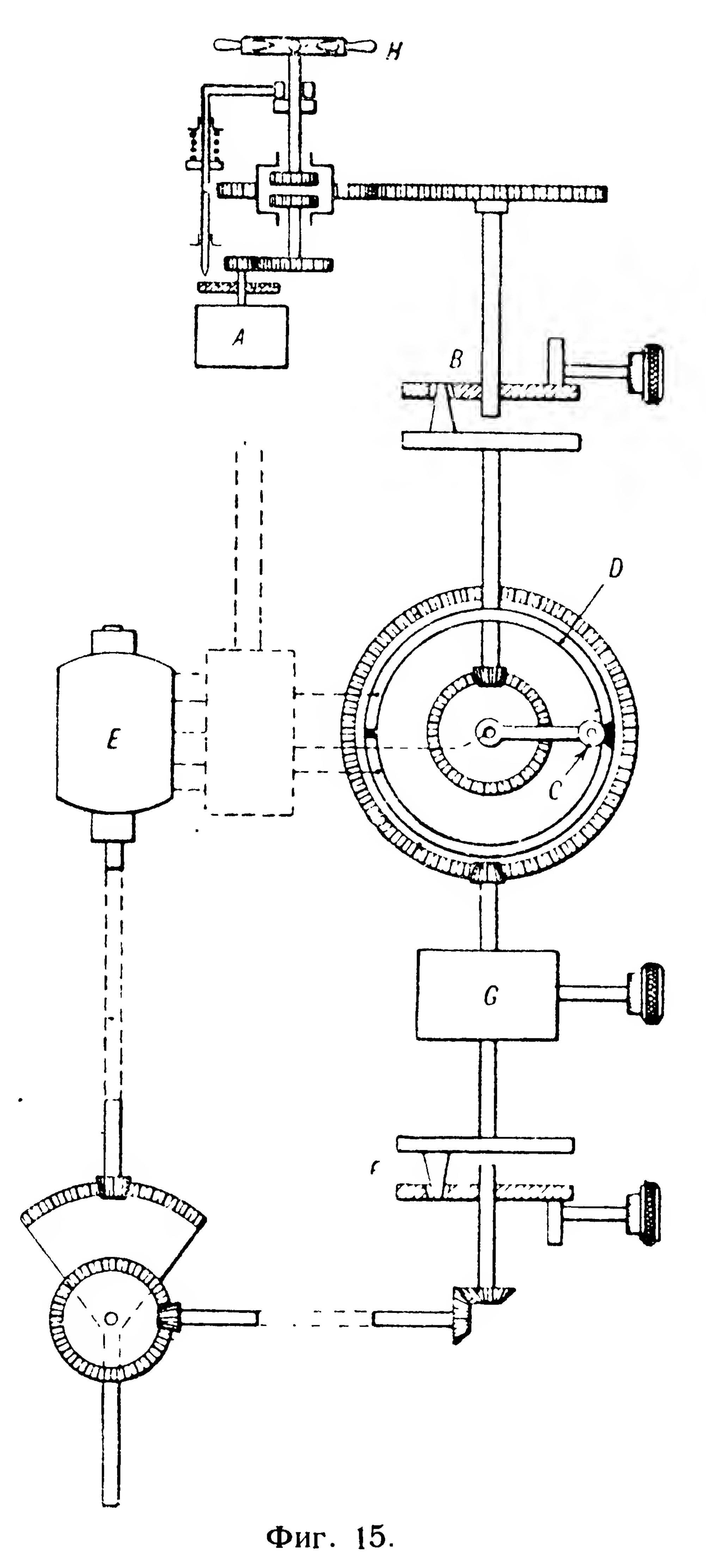
Описание деталей устройства

На фиг. 15 дана общая схема устройства гиропилота Сперри. Функцию индикатора *5* (см. фиг. 13) здесь выполняет следящий мотор *А*, повторяющий в увеличенном масштабе показания главного гироскопического компаса. Следует заметить, что в кораблях, снабженных гироскопическими компасами, главный компас обычно располагают в каком-либо подходящем месте в нижней части судна, вблизи от центра тяжести его, где влияние качки менее заметно.

Показания главного компаса передаются к повторительным компасам, расположенным на мостике или в каком-либо ином месте. Мотор *А* представляет собой часть повторительного компаса, установленного на мостике.

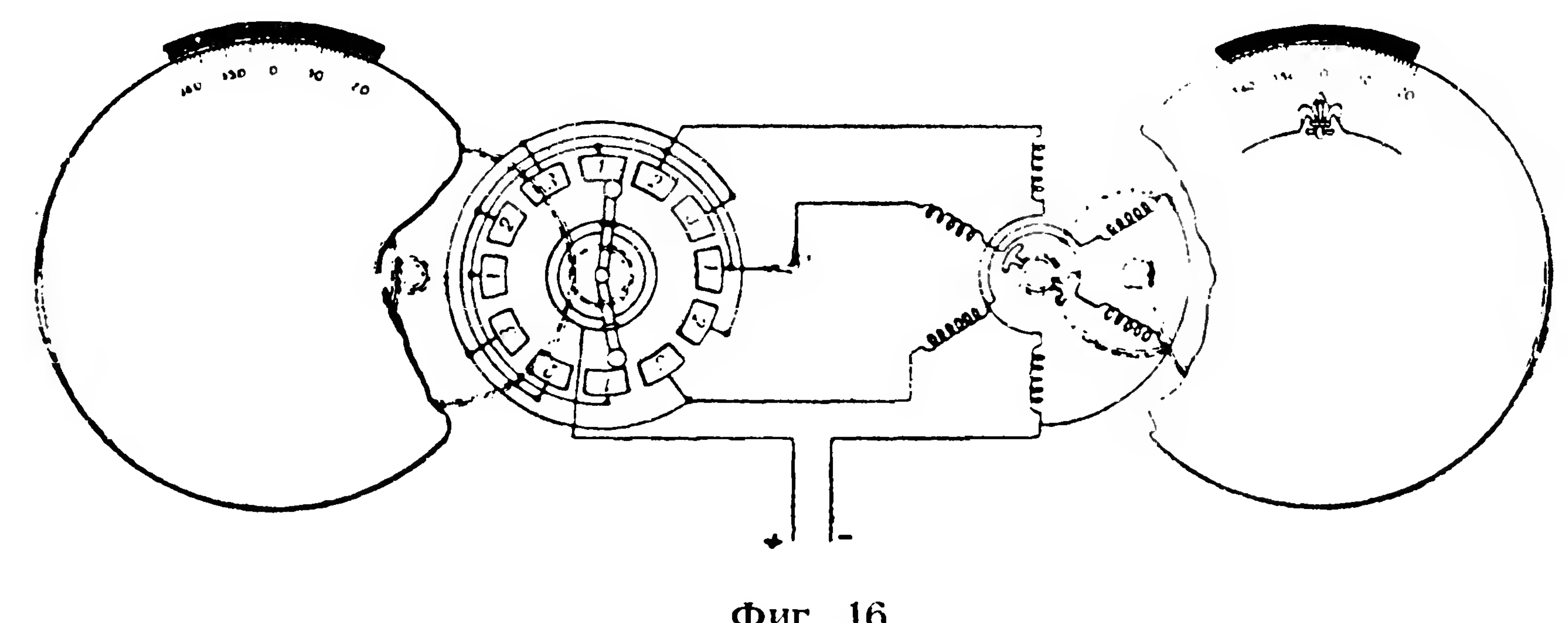
Способ соединения главного и повторительного компасов пояснен на фиг. 16. Главный компас снабжен передатчиком. Передат

чик состоит из 12 расположенных по кругу электрических контактов и из вращающейся изогнутой контактной ручки, связанной с главным компасом зубчатой передачей с высоким передаточным числом. Расположение контактов и изгиб контактной ручки таковы, что при повороте шкалы главного компаса по отношению к нактоузу контактная ручка в течение некоторого времени соприкасается с парой контактов *1 — 1*, а затем в течение некоторого времени со следующей парой *2 — 2*. Однако между обоими промежутками времени есть некоторый интервал, в течение которого контактная ручка соединяет один из контактов первой пары с одним из контактов второй пары, например, контакты *1* и *2*. Обмотка возбуждения следящего мотора состоит из трех пар катушек, присоединенных к контактам передатчика, как показано на фигуре. Легко видеть, что при вращении контактной ручки передатчика катушки последовательно включаются, причем в некоторые промежутки оказываются включенными две пары катушек. В результате якорь следящего мотора последовательно устанавливается против каждой пары катушек и в среднем промежуточном между ними положении. Таким образом якорь делает полный оборот в 12 приемов. Передаточное число между главным компасом и передатчиком подобрано так, чтобы каждый поворот якоря соответствовал повороту шкалы главного компаса на десять угловых минут. Якорь соединен со шкалой главного и повторительного компасов при помощи передач с одинаковыми передаточными числами. Вследствие этого обе шкалы движутся синхронно, если не считать, что вместо непрерывного движения шкалы главного компаса получается прерывистое движение шкалы повторительного компаса, состоящее из по-



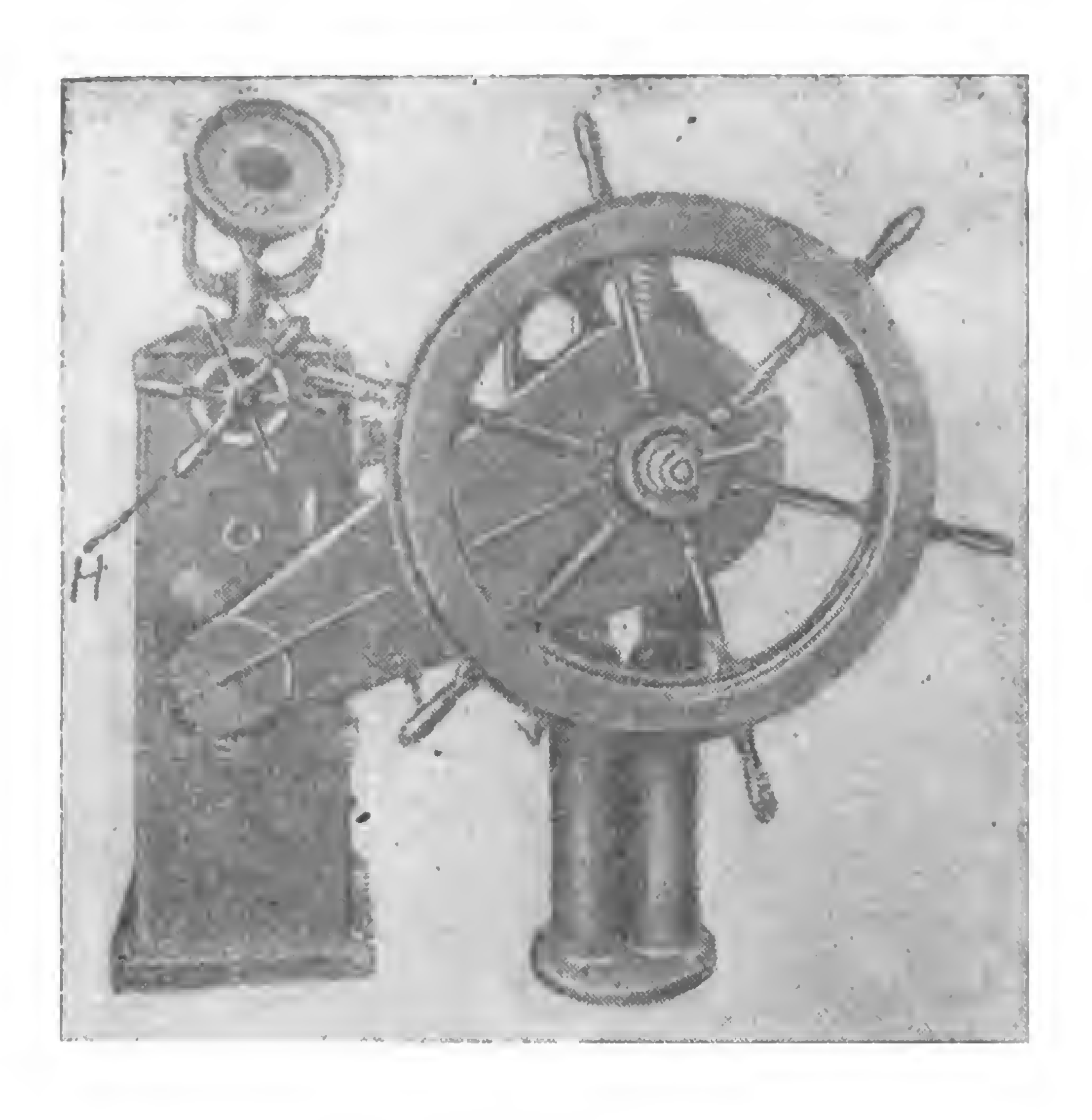
Фиг. 15.

следовательных очень малых скачков. Для морских целей можно воспользоваться другим устройством, которое дает почти непрерывное движение шкалы главного повторительного компаса.



Фиг. 16.

Следящий мотор *A* (фиг. 15) дает таким способом увеличенное показание отклонения судна Θ от заданного курса, обнаруженное гироскопическим компасом. Движение, вызываемое следящим устройством, передается при помощи диференциальной передачи к прибору для регулировки свободного хода *B*. Этот прибор, создающий свободный ход между индикатором и поршнем золотника, основан на применении ведущей и ведомой пластин, связанных при помощи конуса на ведомой пластине, входящего в коническое отверстие на ведущей. Изменение промежутка между пластинами приводит к изменению величины свободного хода от нуля и выше. Диференциальная передача служит для того, чтобы при желании можно было приводить в действие небольшое рулевое колесо *H* (фиг. 17) для исправления или изменения курса вручную. При вращении колеса *H* мотор выключается, и судно управляется вручную. Поршню *4* золотника (фиг. 13) соответствует вращающаяся рукоятка *C* (фиг. 15), несущая контактный ролик. Цилиндру золотника соответствует контактное кольцо *D*, состоящее из двух частей, отделенных друг от друга изолирующими сегментами. В то время когда рукоятка передвигает ролик по одной



Фиг. 17.

из этих частей, мотор E вращается в том или ином направлении Этот мотор (фиг. 17) соединен цепью и зубчаткой с главным ручным рулевым колесом. Таким образом он служит для управления рулем при помощи обычной механической или гидравлической передачи между мостиком и рулевой машиной.

Так как вращательное движение главного рулевого колеса является мерой отклонения руля, то «следящее» движение от руля (фиг. 13) может быть получено при помощи главного рулевого колеса. Это следящее движение передается кольцу D (фиг. 15) таким образом, что оно следует за движениями рукоятки C. Когда изолирующий сегмент нагоняет ролик, мотор E останавливается, и руль приходит в состояние покоя, соответствующее сигналу, переданному от компаса рукоятке C.

Следящий привод между главным рулевым колесом и кольцом D включает прибор F, аналогичный прибору B и служащий для регулировки величины свободного хода. Этот прибор создает свободный ход в следящем устройстве, изображенном на фиг. 13.

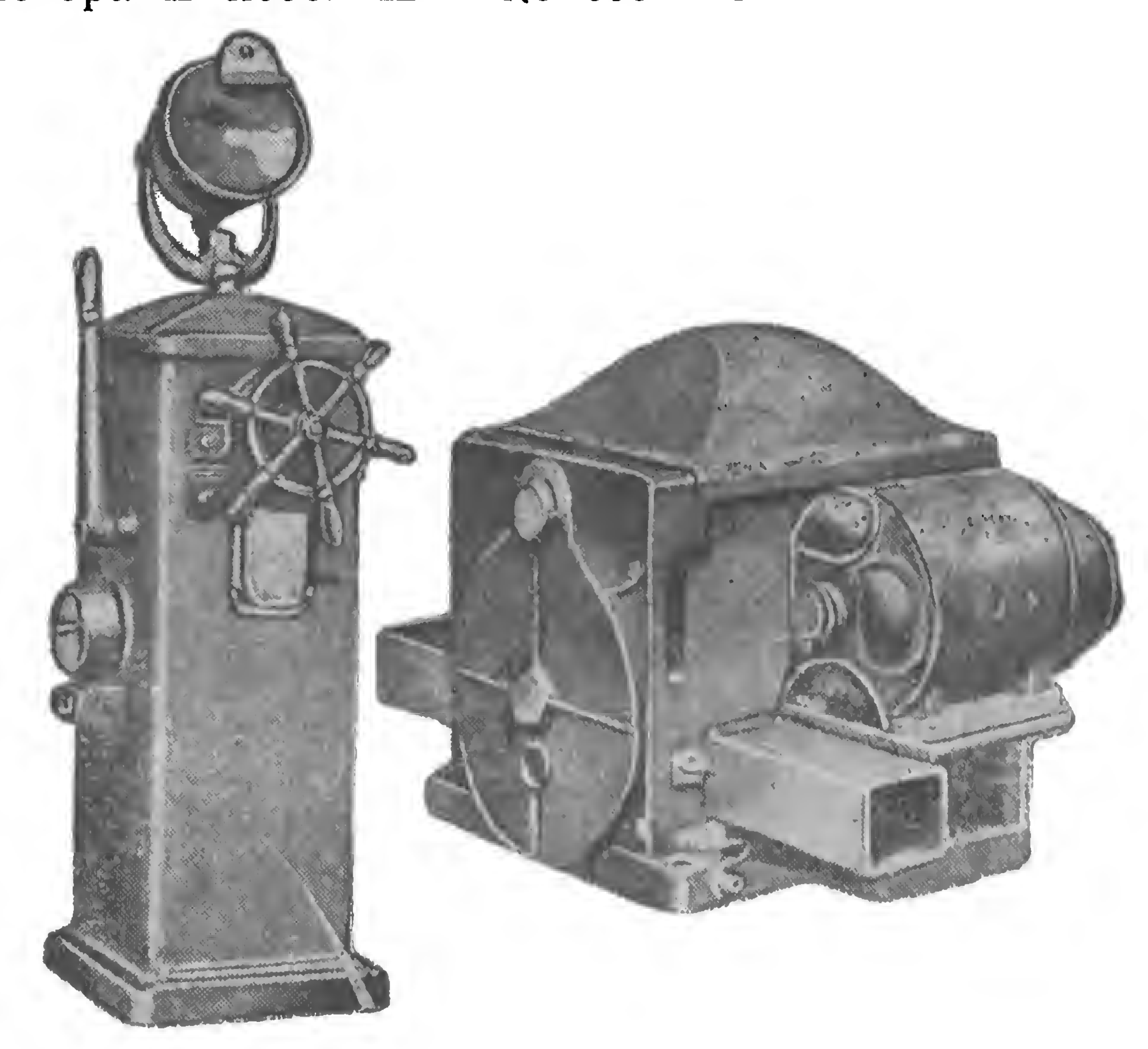
В этот же привод входит рычажная или зубчатая передача регулятора чувствительности G, при помощи которой изменяется отношение угла поворота кольца D к отклонению руля или угол поворота главного рулевого колеса. Принцип действия и назначение этого устройства легче всего понять, предположив, что приборы B и F, дающие свободный ход, установлены на нуль. При этих условиях отклонение руля будет строго пропорционально отклонению судна от заданного курса, т. е. $\Phi = P'\Theta$. Момент руля будет пропорционален отклонению Φ, а также поступательной скорости судна, глубине погружения руля и другим факторам, которые могут изменяться. Следовательно, для каждого данного положения судна, при каждой данной скорости, дифференте и т. д., мы имеем $R = P''\Phi$ или $R = P\Theta$. Для того чтобы иметь возможность оказывать одинаковое регулирующее воздействие на судно при различных скоростях и дифференте, необходимо располагать какими-либо средствами для изменения коэфициента пропорциональности P.

Например, если данное отклонение Θ судна от заданного курса вызывает появление некоторого момента R, приложенного к корпусу судна, независимо от величины поступательной скорости, то при одном и том же отклонении Θ поворот руля при малых скоростях должен быть большим, чем при высоких. Из фиг. 13 видно, что, если свободный ход отсутствует, то отклонение руля, производимое данным движением поршня золотника, определяется отношением плеч рычага между рулем и цилиндром золотника.

Описанное нами устройство носит название одноэлементной системы, так как все оборудование может быть расположено в одном общем кожухе, установленном на мостике (фиг. 17). Этот кожух соединен цепью и зубчаткой с главным ручным рулевым колесом, которое приводит в движение руль при помощи обычного механического или гидравлического привода. Поэтому применение одноэлементных систем особенно удобно на кораблях, снабженных ручным рулевым приводом. Переход от автоматического к обычному ручному рулевому

управлению достигается путем простого переключения рычага. Ручное управление можно также осуществлять, вращая небольшое рулевое колесо *H*. При этом автоматическое регулирование прекращается вследствие выключения следящего мотора, рулевой может передвигать рукоятку *C* вручную при помощи колеса *H*.

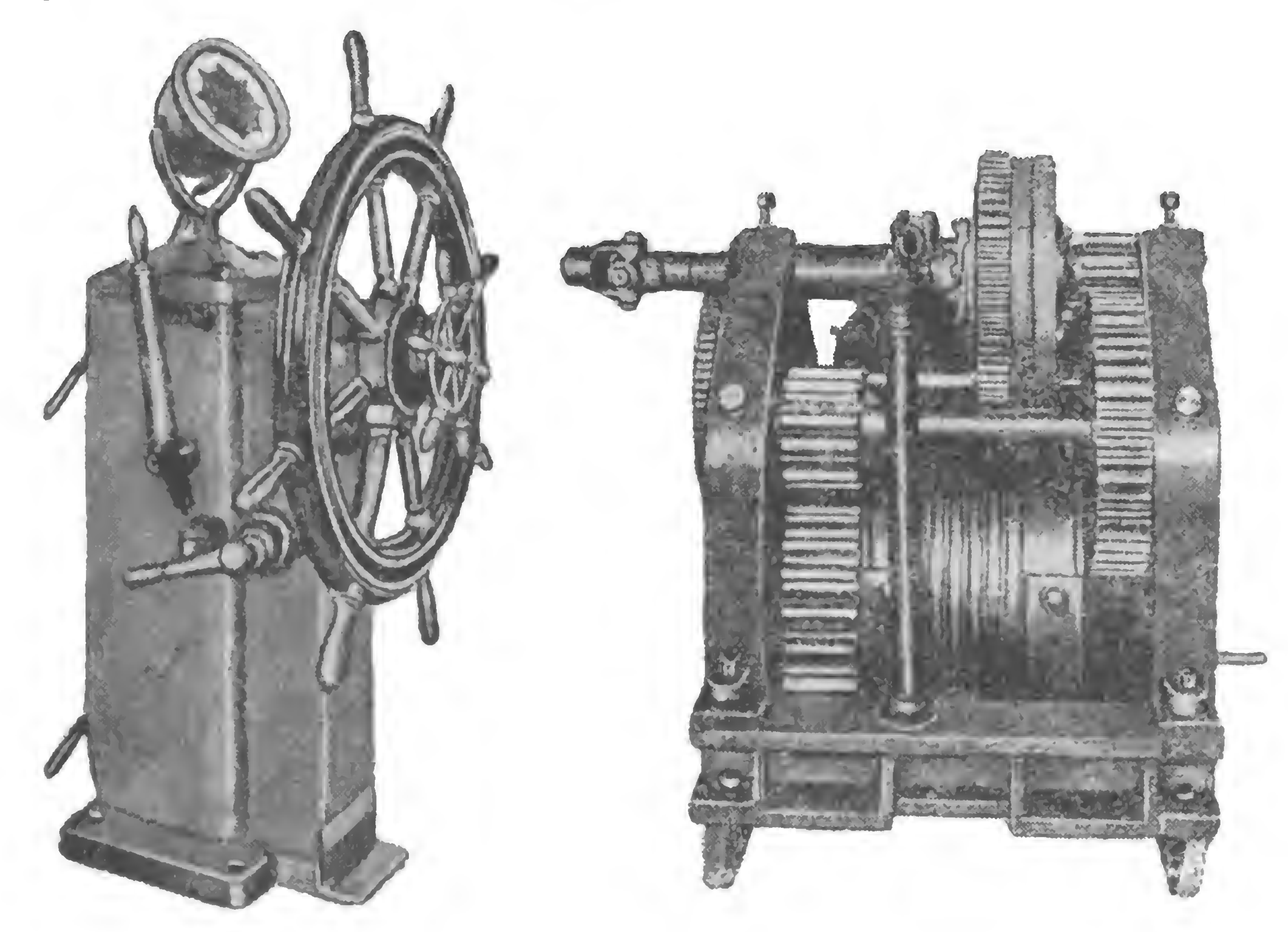
Таким образом вместо затраты значительных усилий для управления при помощи главного рулевого колеса нужно лишь управлять работой мотора *E* небольшим колесом *H*.



Фиг. 18.

Для кораблей, на которых предполагается применить автоматическое управление с самого начала, нужно рекомендовать двухэлементную систему. Это устройство (фиг. 18) состоит из управляющего элемента, расположенного на мостике, и силового элемента, находящегося рядом с рулевой машиной. Соединения между обоими элементами — чисто электрические и не связаны с ручным рулевым оборудованием, которое можно установить дополнительно. Управляющий элемент состоит из повторительного компаса, маленького рулевого колеса, двух приборов для получения свободного хода, следящего кольца и регулятора чувствительности *G* (фиг. 15). Силовой элемент состоит из мотора и редуктора, передвигающего зубчатку, при помощи которой управляется рулевая машина. Кроме того, он включает в себя передатчик, который передает показание об отклонении руля в форме электрического сигнала к управляющему элементу и приводит в действие контактное кольцо *D* (фиг. 15). Рукоятка управляющего элемента имеет три положения: «гиропилот», «ручное управление» и «выключено». Если она находится в положении «гиропилот», то управление судном происходит автоматически. Если же она находится в положении «выключено», то гиропилот полностью выключен, и уп

равление может производиться вручную. Если рычаг поставлен в положение «ручное управление», то повторительный мотор выключен. Однако остальная часть устройства остается готовой к действию; вследствие этого судно может управляться вручную при помощи небольшого рулевого колеса *H* и электрической передачи, предназначенной для автоматического управления. Так как оба приспособления для создания свободного хода не могут принести никакой пользы при ручном управлении, то при установке рукоятки в положение «ручное управление» они автоматически выключаются.



Фиг. 19.

Третьей разновидностью гиропилота Сперри является трехэлементная система (фиг. 19). Это устройство представляет собой сочетание одноэлементной и двухэлементной систем и находит применение в тех случаях, когда необходимо в наименьшем пространстве сосредоточить средства как для автоматического, так и для ручного управления на случай аварии. В трехэлементной системе маленькое и большое рулевые колеса укреплены на одной общей оси. В том случае, если автоматическое управление случайно или намеренно выведено из строя, управление можно производить при помощи большого рулевого колеса. В случае ручного управления при помощи большого рулевого колеса последнее соединяется с рулем механической передачей. В случае автоматического или ручного управления при помощи маленького рулевого колеса установка на мостике соединяется с электрическим мотором, поворачивающим руль при помощи электрической передачи, причем руль имеет обратную механическую связь с установкой на мостике. Такой механической связью служит передача, применяемая при ручном управлении большим рулевым коле-

сом. Электрический мотор приводит во вращение барабан, на который намотаны тросы, соединенные с рулем. Этот же барабан используется и при ручном управлении. Электрический мотор в этих условиях будет тормозить движение руля.

Поэтому, когда контрольная рукоятка на мостике устанавливается в положение, соответствующее ручному управлению при помощи большого рулевого колеса, электрический мотор автоматически отсоединяется от барабана. Итак, в этой системе управление рулем может производиться автоматически, вручную при помощи маленького рулевого колеса и электрической передачи, а также вручную при помощи большого рулевого колеса и чисто механической передачи.

СТАТЬЯ VII

АВТОПИЛОТ ГЕНДЕРСОНА

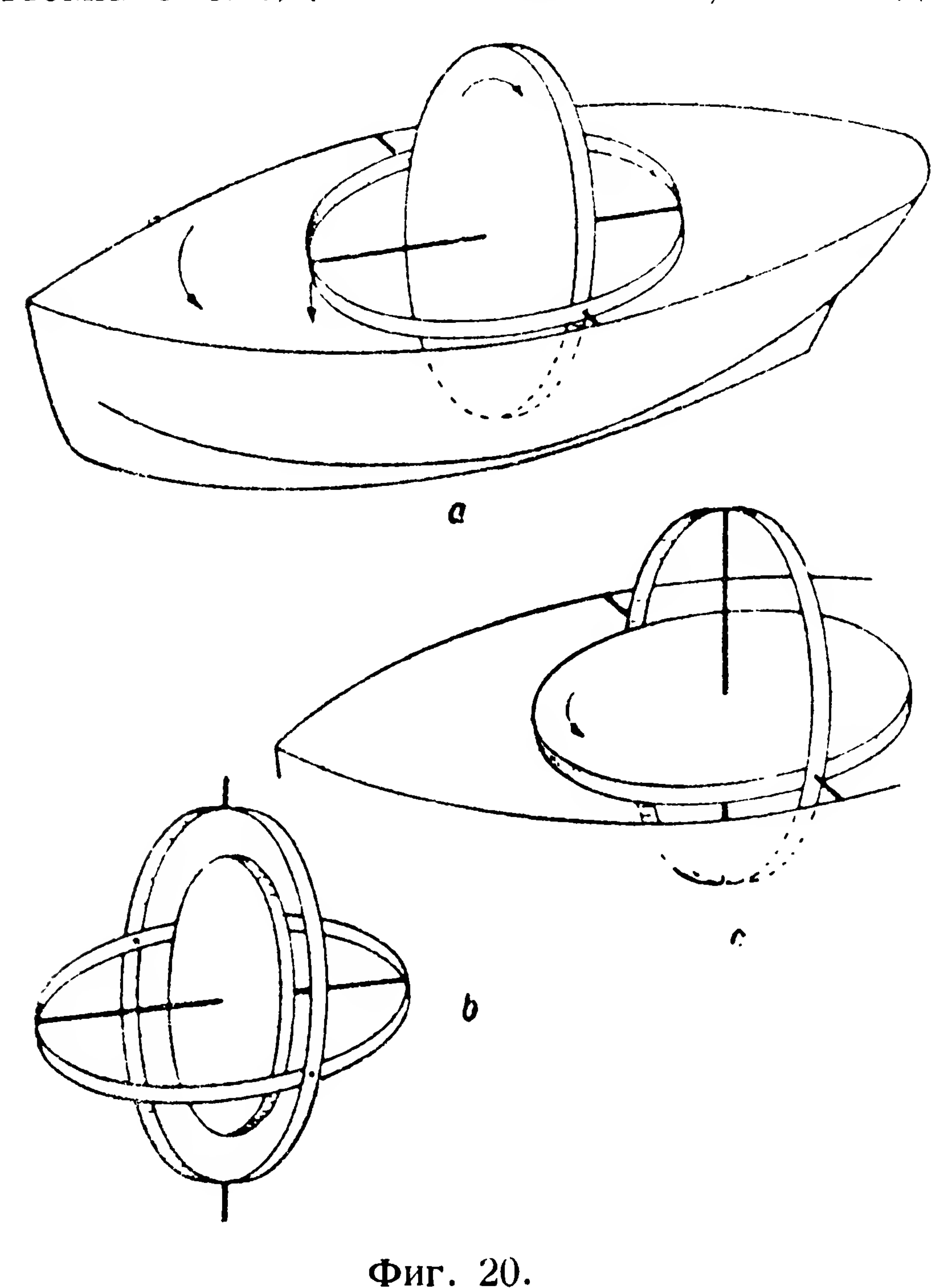
Автопилот Сименса представляет собою систему автоматического регулирования, основанную на измерении углового отклонения Θ и угловой скорости ω самолета и на последующем соединении обоих сигналов в нужном соотношении для управления отклонением руля. Гиропилот Сперри для кораблей основан на измерении значения Θ и на получении из него соответствующего значения ω. С той точки зрения, которую мы сейчас собираемся изложить, несущественно, определяет ли система Сперри скорость ω точно или неточно. Несущественно также, определяется ли угловая скорость ω самостоятельно или, как в данном случае, получается сигнал, представляющий собою комбинацию Θ и ω в нужном для данного применения соотношении. Необходимо отметить, что система Сперри основана на принципе измерения одной величины и на получении из нее другой величины ω. Так как величина ω есть просто скорость изменения измеряемой величины Θ, то метод ее получения сводится к диференцированию измеряемой величины по времени.

По производимому практическому эффекту прибор со свободным ходом в следящем механизме гиропилота Сперри эквивалентен, хотя и очень плохому с математической точки зрения, механическому диференциатору.

Рассматривая гиропилот Сперри с этой точки зрения, легко видеть, по крайней мере, два других метода решения вопроса. Например, можно измерять не угловое отклонение Θ, а угловую скорость ω, получая из нее угловое отклонение Θ путем вычислений. В этом случае процесс вычислений свелся бы к интегрированию измеряемой величины и на практике должен был бы выполняться каким-либо механическим интегратором. Этот метод обладает двумя особенностями, интересными с практической стороны. Во-первых, так как измеряемой величиной является угловая скорость, а не угловое отклонение, то сложный и дорогой магнитный или гироскопический компас, обычно применяемый для измерения отклонения, можно заменить простым и сравнительно грубым индикатором скорости. Во-вторых, легче рассчитать и сконструировать грубый, но точно работающий механический интегратор, чем механический диференциатор одинаковой точности.

Другой метод решения вопроса мог бы состоять в измерении углового ускорения судна относительно вертикальной оси, проходящей

через центр тяжести, и в нахождении из ускорения угловой скорости ω и углового отклонения Θ. Этот метод обладает тем практическим преимуществом, что он основан на применении очень простого индикатора, а именно — акселерометра. Недостаток метода заключается в том, что он требует интегрирования показаний акселерометра для получения ω и затем повторного интегрирования — для получения Θ. Помимо сложности механизма, необходимого для двойного интегрирования, метод может привести к очень неточному определению Θ вследствие складывающихся погрешностей.



Фиг. 20.

Примером применения первого метода, основанного на измерении угловой скорости ω и на получении из нее при помощи интегрирования углового отклонения Θ, может служить схема для автоматического управления кораблем, изобретенная несколько лет тому назад Джемсом Блэклоком Гендерсоном. Эта схема, еще не проверенная на практике, настолько интересна, что мы сочли желательным дать ее описание. Описание распадается на две части.

В первой части описывается индикатор угловой скорости, а во второй — механический интегратор и остальное оборудование, служащее для превращения сигнала индикатора в соответствующее отклонение руля.

В описании автопилота Сименса кратко изложен способ измерения угловой скорости тела при помощи гироскопа. В случае измерения угловой скорости судна относительно вертикальной оси, проходящей через центр тяжести, или, короче, скорости вращения, гироскоп, согласно данному выше объяснению, может быть укреплен, как показано на фиг. 20, *a*. Здесь ось ротора гироскопа расположена горизонтально вдоль продольной оси корабля. Ротор подвешен внутри кольца, которое в свою очередь может свободно вращаться на поперечной оси, подшипники которой жестко связаны с корпусом судна. Если ротор вращается в направлении, показанном на фиг. 20 стрелкой, то при вращении судна влево передний конец оси опустится вниз, а при вращении его вправо—поднимется вверх. Если опусканию или поднятию оси противодействуют пружины либо эквивалентные им устройства, то величина смещения оси вниз или вверх служит ме-

рой угловой скорости, с которой судно поворачивается влево либо вправо. Это устройство называется несвободным гироскопом, так как подшипники поперечной оси укреплены неподвижно по отношению к корпусу судна, вследствие чего эта ось может поворачиваться в горизонтальной плоскости только вместе со всем судном. Нас же сейчас интересует свободный гироскоп, т. е. устройство, в котором поперечная ось может поворачиваться в горизонтальной плоскости независимо от вращения судна. Это достигается путем подвеса первого кольца внутри второго кольца, которое может свободно вращаться относительно вертикальной оси (фиг. 20, *b*).

В отношении простоты несвободный гироскоп представляет собой вполне удовлетворительный прибор для измерения угловой скорости. Однако, если угол наклона оси его ротора будет значителен, то всякая качка судна будет действовать на гироскоп дополнительно к действию вращения на курсе и приведет к неверным показаниям скорости поворота. Гироскоп только тогда не будет реагировать на качку, когда ось его ротора совпадает или параллельна продольной оси, вокруг которой качается судно, т. е. если ось ротора будет горизонтальна. Если же ось ротора вертикальна, как показано на фиг. 20, *c*, то гироскоп не будет реагировать на поворот судна, но зато он будет чувствовать его качку. Если ось расположена под углом к горизонтальному и вертикальному направлениям, то гироскоп будет чувствовать как поворот, так и качку судна.

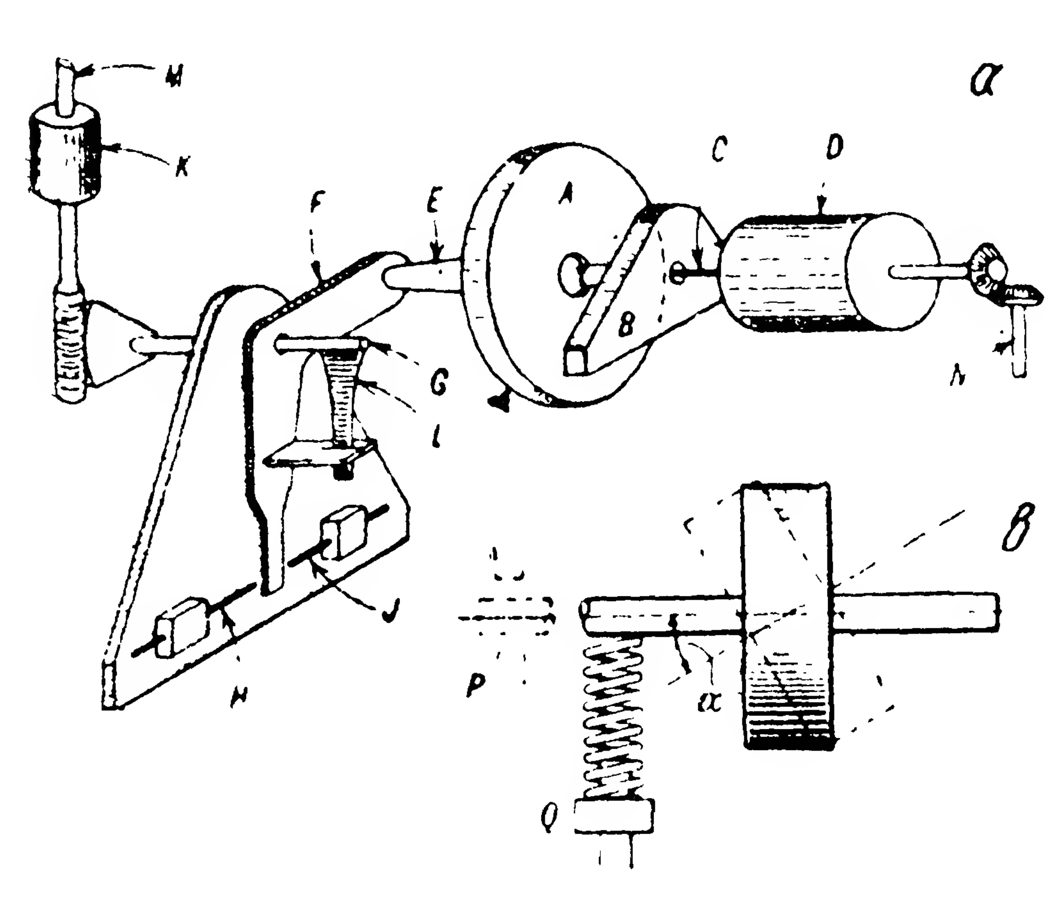
Таким образом для точного измерения скорости поворота несвободный гироскоп не должен реагировать на качку. Другими словами, ось его ротора не должна значительно наклоняться по отношению к горизонтальной плоскости. На первый взгляд может показаться, что это требование исключает возможность применения несвободного гироскопа для рассматриваемой цели, так как величина наклона является величиной, которую мы хотели принять за меру скорости вращения судна. Решение задачи, данное Джемсом Гендерсоном, устраняет этот парадокс.

Устройство гироскопического индикатора Гендерсона для измерения угловой скорости схематически изображено на фиг. 21, *a*. Маховик *A* диаметром примерно 10 *см* подвешен на шаровом конце полой оси, закрепленной другим концом в пластинке *B*. Через полую ось маховик связан гибким валом *C* с мотором *D*, делающим около 4000 об/мин. На противоположной стороне маховика укреплен стержень *E*, связанный с коленчатым рычагом *F*, который может вращаться на валике *G*. Нижнее колено рычага *F* представляет собою контакт, колеблющийся между двумя регулируемыми упорами *HJ*. Мотор *K* вращается в том или ином направлении, в зависимости от того, какой из упоров *HJ* находится в контакте с рычагом *F*. Этот мотор при помощи червяка и шестерни вращает валик *G*. Гибкая пружина *L*, прикрепленная к валику *G*, входит в вырез пластинки, прикрепленной к вертикальному колену рычага *F*.

Несмотря на то, что маховик смонтирован на сферическом подшипнике, находящемся в его центре, он все же несвободен в том же смысле, как и гироскоп, показанный на фиг. 20, *a*, так как рычаг *F* позво-

ляет концу стержня E двигаться только вверх или вниз. То, что конец стержня E в действительности, вследствие конечной длины рычага F перемещается по дуге, оказывает настолько малое влияние на действие системы, что им можно пренебречь. Но это обстоятельство в конструктивном отношении должно быть учтено. Введение центрального сферического подшипника, на котором смонтирован маховик, и представляет конструктивное решение задачи.

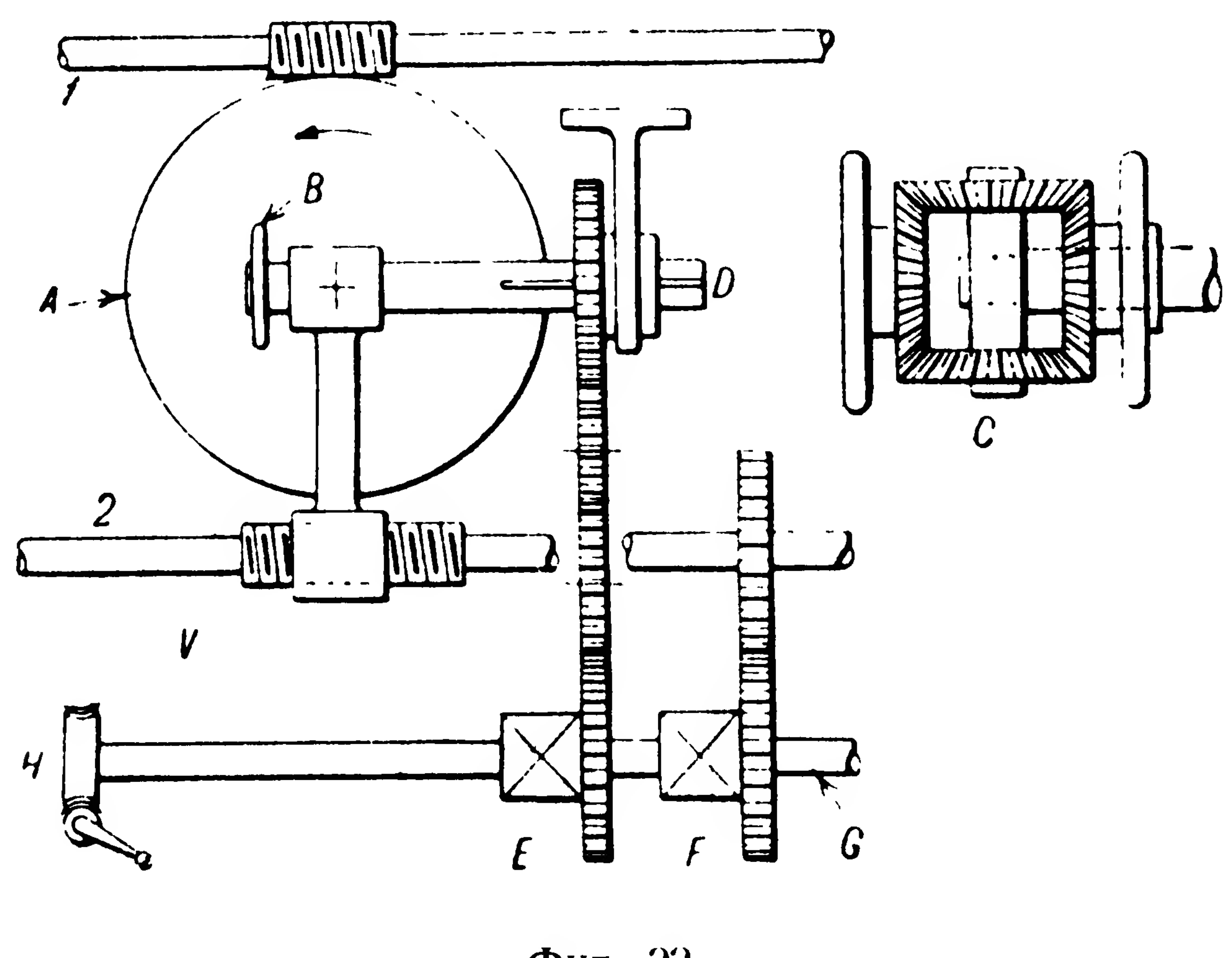
Если стержень E наклонится вниз, то включится контакт H, мотор K начнет вращаться и через валик G будет изгибать пружину L в таком направлении, чтобы выключить контакт H. Число оборотов, которое сделает мотор в промежуток времени между моментами его пуска и остановки при разрыве контакта H, является мерой скорости, с которой маховик поворачивается относительно вертикальной оси, т. е. мерой угловой скорости вращения судна. Принцип действия устройства, как мы видим, довольно прост; он аналогичен принципу действия гироскопа, показанного на фиг. 20, a. Если движению оси противодействует пружина Q (фиг. 21, b), то, как мы знаем, вращение маховика относительно вертикальной оси заставит ось наклониться на угол α, являющийся мерой скорости вращения маховика относительно вертикальной оси. Число оборотов гайки, на которую опирается пружина (фиг. 21, b), необходимое для приведения оси снова точно в горизонтальное положение, является мерой угла α, а следовательно, и мерой угловой скорости маховика относительно вертикальной оси. При этом несущественно, наклоняется ли ось в действительности на угол α или ее наклон ограничен упорами P, позволяющими ей отклониться от горизонтального направления только на очень малую величину. В случае применения упоров гайка должна быть повернута на такое число оборотов, чтобы ось устанавливалась точно между упорами.



Фиг. 21.

На фиг. 22 дана схема механического интегратора, определяющего на основании показаний индикатора угловой скорости угловое отклонение Θ судна в любой момент времени. Механический интегратор представляет собой известное устройство, состоящее из диска A, вращающегося с постоянной скоростью, и ролика B, который опирается на диск краем и может перемещаться по диску в радиальном направлении. На практике необходимо принять меры предосторожности, для того чтобы ролик вращался по диску без скольжения. Теория этого прибора довольно проста и не нуждается в детальном

изложении. Если угловая скорость n диска постоянна и если расстояние x ролика от центра диска во все моменты времени пропорционально скорости вращения ω, указываемой индикатором, то полное число оборотов, сделанное осью, на которой укреплен ролик, в любой момент времени будет пропорционально мгновенному угловому отклонению судна. Если угловая скорость ω судна равна нулю, ролик находится в центре диска. Ролик перемещается вправо или влево от центра диска в зависимости от направления скорости ω и вращается по часовой стрелке или против нее в зависимости от того, находится ли он справа или слева от центра диска. Поэтому полное число оборотов оси ролика представляет собой меру скорости вращения судна от заданного курса в ту или другую сторону.

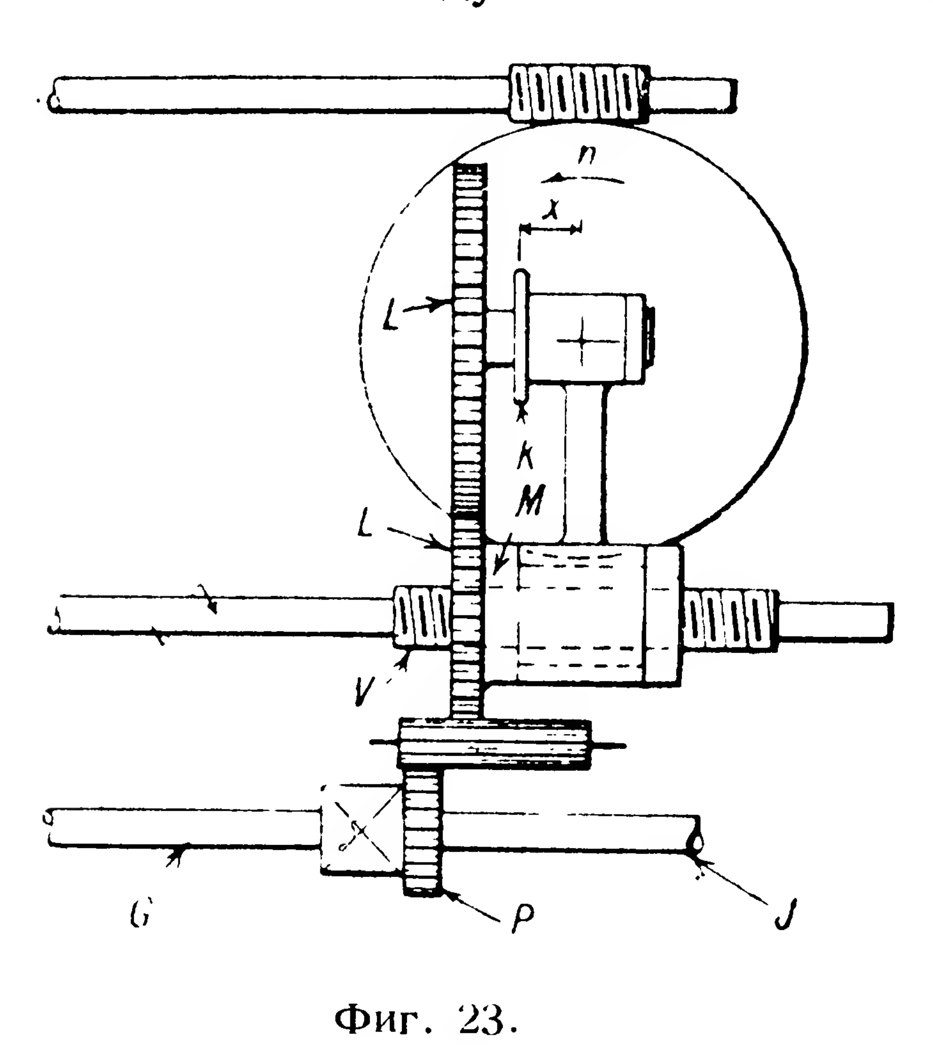


Фиг. 22.

Диск A (фиг. 22) вращается с постоянной скоростью при помощи оси, связанной с мотором D (фиг. 21), который одновременно вращает маховик гироскопического индикатора. Радиальное расстояние ролика от центра диска изменяется при помощи червячной передачи, связанной с осью M мотора K (фиг. 21, a), и поэтому оно прямо пропорционально числу оборотов этого мотора, а следовательно, и скорости вращения судна. Для того чтобы увеличить трение между диском A и роликом B (это особенно важно, когда ролик находится вблизи от центра диска), можно воспользоваться устройством C с двумя роликами (фиг. 22). В этом случае ось ролика вращается эпициклически рычагом диференциальной передачи, вставленной между обоими роликами. Поэтому ось поворачивается так же, как если бы она поворачивалась роликом, жестко с ней связанным и находящимся по середине между обоими роликами.

Итак, имеем ось D (фиг. 22), полное число оборотов которой пропорционально в любой момент угловому отклонеию судна от заданного курса, и ось V, полное число оборотов которой пропорционально

угловой скорости судна в тот же момент. Для того чтобы сложить оба показания в соответствующем соотношении и передать объединенный сигнал к приводу руля, движение обеих осей передается при помощи зубчаток эпициклическим стержням двух диференциалов EF. В результате число оборотов третьей оси G оказывается пропорциональным алгебраической сумме чисел оборотов двух первых осей. Диференциал E служит для сообщения добавочного вращения оси G при помощи ручки H. Эта ручка применяется для исправления курса, которое может иногда понадобиться, или для изменения его. Передаточные числа между осями D и V и диференциалами E и F определяют соотношение, в котором отклонение Θ и скорость ω при регулировании положения руля входят в воздействие на последний.



Фиг. 23.

Таким образом полное число оборотов оси G пропорционально сумме углового отклонения Θ и угловой скорости ω, умноженных на некоторые коэфициенты пропорциональности, определяемые передаточными коэфициентами механизма. Поэтому ось G может быть использована для приведения в действие либо золотника, управляющего серво-мотором, снабженным обычным следящим приспособлением, либо какого-нибудь другого устройства, пригодного для управления положением руля. Из основных принципов мы знаем, что если ось G будет присоединена к такому рулевому механизму, то угол отклонения руля в любой момент, а следовательно, и момент, прикладываемый к судну, будет являться функцией Θ и ω. Вследствие этого судно, отклоненное от заданного курса некоторой случайной переходящей силой, будет возвращаться к нему, совершая затухающие колебания, при условии, что момент руля является единственным моментом, действующим на судно во время его возвращения к прежнему курсу.

Описанная нами система включает все необходимое для автоматического управления судном в тихую погоду. Однако в полном виде она включает также средства для управления судном и в плохую погоду или, вообще говоря, в условиях, когда на судно, кроме момента руля, действует еще внешний момент. Это означает, что система включает средства для регулирования по ускорению в соответствии с принципами, изложенными нами в четвертой статье.

Мы уже рассматривали, каким образом механический интегратор позволяет находить угловое отклонение из угловой скорости, измеряемой гироскопическим прибором. Подобным же образом для нахождения углового ускорения α из той же самой величины ω приме-

няется механический диференциатор. Диференциатор (фиг. 23) так же, как и интегратор (фиг. 22), состоит из диска *A*, вращающегося с постоянной скоростью, и ролика *k*, радиальное расстояние которого от центра диска может изменяться. В интеграторе это радиальное расстояние, скажем *x*, определяется числом оборотов оси ходового винта *V* и поэтому прямо пропорционально угловой скорости судна, указываемой индикатором. В диференциаторе каретка ролика смонтирована на гайке *M*, свободно вращающейся относительно каретки и передвигающейся по ходовому винту *V*. Гайка *M* при помощи зубчатки *L* связана с осью, на которой укреплен ролик *K*. Нижнее зубчатое колесо *L* связано с продолговатым зубчатым колесом, которое в свою очередь связано с зубчаткой *P*, приводящей в движение одну из осей диференциального привода. Вращательное движение зубчатки *P* складывается обычным образом с вращательным движением оси *G*. Следовательно, если угол поворота оси *G* пропорционален сумме Θ и ω и если угол поворота *P* пропорционален ускорению α, то угол поворота оси *J* будет пропорционален сумме величин Θ, ω и α, умноженных на некоторые коэфициенты пропорциональности.

Теория диференциатора (фиг. 23), приведенная ниже в математическом замечании, не может быть изложена без помощи математики. Однако принцип его действия можно пояснить при помощи следующих довольно простых рассуждений: во-первых, если ось *V* неподвижна и если ролик находится на некотором радиальном расстоянии *x* от центра диска, то вращательное движение ролика, вызываемое вращением диска, будет перемещать гайку *M* вдоль винта *V* в направлении уменьшения *x*. Вращение, а также радиальное движение ролика прекращаются, когда он достигает центра диска. Следовательно, если винт *V* неподвижен, то ролик стремится к положению покоя в центре диска. Во-вторых, если ось *V* вращается с постоянной угловой скоростью и если ролик находится в центре диска, то вращение винта внутри гайки заставит ролик удаляться от центра диска. Однако сразу же после смещения от центра диска ролик получит вращательное движение от диска. Это вращательное движение передается через зубчатку *L* гайке *M*, которая будет стремиться возвратить ролик к центру диска. Радиальное движение ролика прекратится, когда два противоположно направленные движения уравновесят друг друга. В этом положении нулевого радиального движения гайка *M* должна вращаться в том же направлении и с той же угловой скоростью, что и ось *V*, так как в противном случае разность угловых скоростей вызвала бы движение гайки по винту и радиальное движение ролика. Отсюда следует, что если ось *V* вращается с постоянной угловой скоростью, то ролик стремится к положению покоя на расстоянии *x* от центра диска, причем расстояние *x* пропорционально угловой скорости оси *V*.

Если ось *V* неподвижна, то это означает, что скорость ω судна постоянна и, следовательно, его угловое ускорение равно нулю. Если ось *V* вращается с постоянной скоростью, как принято во втором случае, то скорость ω судна изменяется равномерно, и ускорение постоянно.

Таким образом радиальное расстояние x ролика от центра диска во все моменты времени пропорционально ускорению α судна и равно нулю, если ускорение равно нулю. Если ускорение судна переменно, то расстояние x будет точно следовать за ним, и скорость винта V станет отличной от скорости гайки M.

Можно доказать математически, что эта разность скоростей вызовет вращательное перемещение зубчатого колеса P, величина которого в любой момент будет пропорциональна радиусу x и, следовательно, угловому ускорению судна в этот момент.

В действительности вращательное перемещение, получаемое при этих условиях зубчатым колесом P, складывается из двух членов: один из них пропорционален ускорению α, а другой — скорости ω. Первый член складывается алгебраически с членом, пропорциональным скорости, уже включенным в перемещение оси G.

Таким образом благодаря индикатору, интегратору и диференциатору вращательное перемещение оси J в любой момент пропорционально сумме трех величин: углового отклонения Θ, скорости ω и ускорения α. Этот объединенный сигнал применяется для управления положением руля обычным образом при помощи сервомотора, снабженного следящим устройством. Джемс Гендерсон изобрел также способ, позволяющий использовать для управления скоростью, с которой отклоняется руль, сигнал, получаемый от оси J, в соответствии с принципом регулирования скорости руля, упомянутым в конце четвертой статьи.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ЗАМЕЧАНИЕ

Теория механического диференциатора Гендерсона

Обозначим угловое отклонение оси V (см. фиг. 23) через φ.

Тогда, так как ось V связана с механизмом, изображенным на фиг. 21, $\varphi = k\dot{\Theta}$, и поэтому $\dot{\varphi} = k\ddot{\Theta}$, где $\dot{\Theta}$ и $\ddot{\Theta}$—соответственно угловая скорость и угловое ускорение судна.

Примем сначала, что ось V неподвижна, т. е. $\dot{\Theta} = \text{const}$ и $\dot{\varphi} = 0$ ($\ddot{\Theta} = 0$). Примем, кроме того, что в момент, когда ось V становится неподвижной, ролик K находится на расстоянии x_0 от центра диска. Тогда, если угловая скорость n диска постоянна и направлена, как показано на фиг. 23, а ось V снабжена правоходовой резьбой, то благодаря движению, сообщаемому диском ролику, и, следовательно, гайке M, последняя будет навинчиваться на ось V слева направо. Каретка и ролик будут участвовать в этом движении; оно прекратится, когда ролик достигнет центра диска. Поэтому, если ось V неподвижна, то ролик будет стремиться к положению равновесия в центре диска. Если ролик вращается от диска без проскальзывания, то он, как легко показать, будет двигаться по направлению к центру диска в соответствии с уравнением $x = x_0 e^{-At}$, где $A = \frac{\rho n p}{2\pi r}$, ρ—передаточное отношение зубчатых колес L, p — шаг винта V, а r — радиус ролика.

Теоретически время, необходимое для возвращения ролика к центру диска, равно бесконечности. Но время, необходимое для того, чтобы начальное отклонение ролика x_0 уменьшилось, скажем, на 90%, равно $t = \lg_e \frac{10}{A}$. Поэтому, взяв A достаточно большим (что нетрудно сделать), легко добиться, чтобы ролик быстро достигал точки, расположенной в непосредственной близости от центра.

Предположим теперь, что ось V вращается с постоянной скоростью, т. е. $\dot{\varphi}=\text{const}$ (или $\ddot{\Theta}=\text{const}$). Предположим, кроме того, что ролик находится в центре

диска в тот момент ($t_1^* = 0$), когда ось V начинает двигаться с постоянной скоростью. Так как в момент времени, равный нулю, ролик находится в центре диска, то он, а следовательно, и гайка M не будут обладать угловой скоростью. Поэтому, если $\dot{\varphi}$ имеет направление, указанное на фиг. 23, то гайка, каретка и ролик начнут двигаться влево с линейной скоростью, пропорциональной $\dot{\varphi}$ и шагу винта V. По мере продвижения влево от центра диска ролик начинает набирать угловую скорость. Вращение его при помощи зубчаток L передается гайке M, причем направление вращения гайки M совпадает с направлением вращения оси V. Если в какой-либо момент угловая скорость гайки равна $\dot{\varphi}_m$, то скорость оси V относительно гайки будет равна $\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_m$. Поэтому линейная скорость гайки, каретки и ролика, направленная влево, будет равна $\dot{x} = (\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_m)\frac{p}{2\pi}$. Таким образом радиальное движение ролика прекратится, когда ролик окажется на таком расстоянии, скажем x_b, от центра диска, при котором $\dot{\varphi}_m = \dot{\varphi}$. В этом положении угловая скорость ролика, сообщаемая ему диском, будет равна $\frac{nx_b}{r}$, а угловая скорость гайки M будет равна $\dot{\varphi}_m = \frac{\rho n x_b}{r}$. Следовательно, радиальное движение ролика прекратится, когда он будет находиться на расстоянии $x_b = \frac{r\dot{\varphi}}{\rho n} = \frac{kr\ddot{\theta}}{\rho n} = B\ddot{\theta}$ от центра диска. Поэтому, если судно движется с постоянным угловым ускорением, то ролик будет стремиться находиться на расстоянии от центра диска, пропорциональном $\ddot{\theta}$. Легко показать, что ролик движется от центра диска к точке x_b согласно уравнению: $x = x_b(1 - e^{-At})$.

Из этого уравнения следует, что, теоретически, ролик удалится на расстояние x_b от центра диска через бесконечно большой промежуток времени. Однако, как и в предыдущем случае, он достигнет точки, расположенной на расстоянии, скажем $^9/_{10}x_b$ от центра диска, через промежуток времени $t = \lg_e 10/A$.

Следовательно, если A велико, то ролик очень скоро удалится от центра диска на расстояние, мало отличающееся от x_b.

Примем, наконец, что ось V вращается неравномерно (т. е. $\ddot{\theta}$ переменно). Из предыдущего очевидно, что ролик будет следовать за изменениями $\ddot{\theta}$ с достаточной степенью точности и что для любого момента времени можно в первом приближении написать $x = B\ddot{\theta}$, где $\ddot{\theta}$ — мгновенное значение ускорения судна. Диференцируя, получим: $\dot{x} = B\dddot{\theta}$. Но $\dot{x}$ есть не что иное, как радиальная скорость ролика, каретки и гайки. Поэтому она определяется относительной угловой скоростью между винтом V и гайкой. Обозначая через $\dot{\varphi}$ переменную угловую скорость V, а через $\dot{\varphi}_m$ — переменную угловую скорость M, получим: $\dot{x} = (\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_m)\,p/2\pi = B\dddot{\theta}$. Интегрируя, будем иметь:

$$\varphi - \varphi_m = \frac{2\pi B\ddot{\theta}}{p}.$$

Постоянная интегрирования принята равной нулю, так как, если судно все время следует заданному курсу θ, то $\dot{\theta}$ и $\ddot{\theta}$ равны нулю и гайка M находится в нулевом положении. Заменяя φ через $k\dot{\theta}$, найдем: $\varphi_m = k\dot{\theta} - \frac{k\ddot{\theta}}{A}$. Следовательно, угловое смещение шестерни P в любой момент времени равно:

$$\gamma = \rho' k\dot{\theta} - \frac{\rho' k\ddot{\theta}}{A} = E\dot{\theta} - F\ddot{\theta},$$

где ρ' — передаточное отношение между гайкой M и шестерней P.

Если угловое смещение оси J будет $s = \alpha + \beta + \gamma$, где α и β — компоненты смещения, получаемые соответственно от интегратора и от оси V (см. фиг. 22), то $\alpha = C\theta$, а $\beta = -D\dot{\theta}$.

Следовательно, $s = C\theta + (E - D)\dot{\theta} - F\ddot{\theta}$. Если момент руля $R = -Ks$, то в том случае, когда внешний момент равен нулю, получим: $R = I\ddot{\theta} = -KC\theta - K(E - D)\dot{\theta} + KF\ddot{\theta}$, или

$$\ddot{\theta} + \frac{K(E - D)}{(I - KF)}\dot{\theta} + \frac{KC}{(I - KF)}\theta = 0.$$

Если же внешний момент не равен нулю, получим уравнение вида (4) (см. предыдущее математическое замечание, рассматривающее вопрос о регулировании по ускорению); все выводы, сделанные из этого уравнения, останутся в силе.

СТАТЬЯ VIII

АВТОПИЛОТ МИНОРСКОГО

В 1918 г. д-р Пенсильванского университета Николай Минорский изобрел систему автоматического управления движением судов, испытанную в эксплоатационных условиях в 1923 г. на судне «Новая Мексика». Несмотря на очень хорошие результаты испытаний, Минорский был вынужден прекратить дальнейшую разработку системы и в 1930 г. передал право на свои патенты компании Bendix Aviation.

Во время первых испытаний, проводившихся на судне «Новая Мексика», был применен упрощенный вариант аппарата Минорского, в котором отсутствовало регулирование в зависимости от углового ускорения. Результаты оказались вполне удовлетворительными, но впоследствии, когда было введено регулирование по ускорению, устройство стало работать значительно лучше.

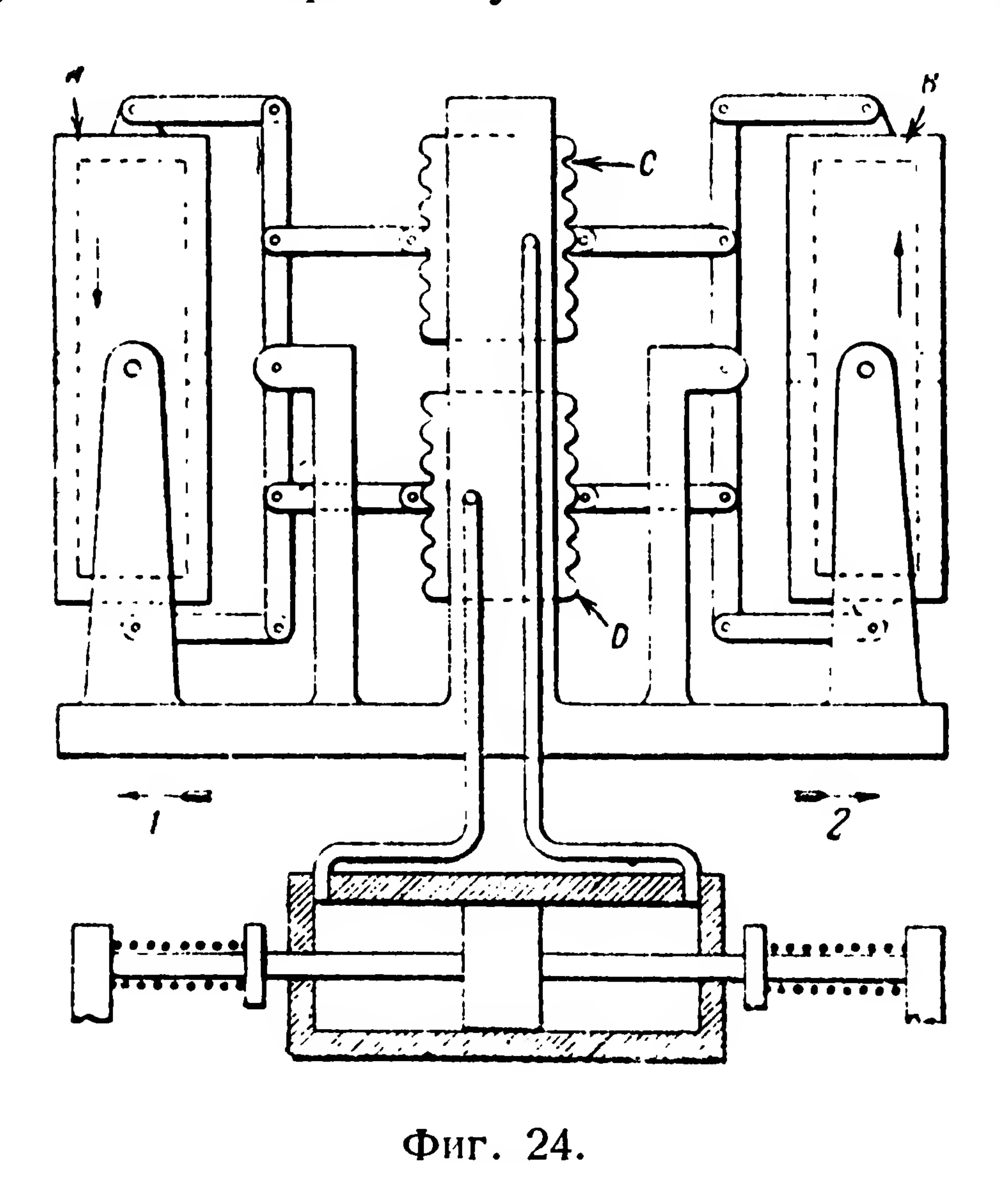
Испытательное судно «Новая Мексика» было снабжено электрогидравлическим рулевым приводом Waterbury, допускавшим непрерывное, а не ступенчатое регулирование руля, как, например, в рулевых приводах с контакторами, в которых руль передвигается скачками. Одно из преимуществ автоматического управления заключается именно в том, что оно при условии удовлетворительного технического оформления позволяет обнаруживать и корректировать гораздо более незначительные отклонения от курса, чем рулевой. Чем скорее обнаружено отклонение, тем меньше поворот руля, необходимый для возвращения судна к заданному курсу. Поэтому на автоматически управляемом судне передвижение руля, а следовательно, и количество энергии, затрачиваемое рулевой машиной, вообще говоря, гораздо меньше, чем на судне, снабженном рулевой машиной, управляемой вручную. Это утверждение справедливо при условии, если руль поворачивается рулевой машиной непрерывно. Если же руль движется скачками и если эти скачки сравнительно велики, то действие руля будет сказываться только в случае значительного отклонения судна от курса и, таким образом, высокая точность, которую может дать автоматическое устройство, окажется неиспользованной.

На «Новой Мексике» для обнаружения угла отклонения судна от заданного курса был использован компас, приводимый в действие главным судовым гироскопическим компасом. Это устройство обладало тем недостатком, что повторительный компас следовал за главным компасом не непрерывно, а скачками, каждый из которых

равнялся 10 угловым минутам. Индикатором угловой скорости служил гирометр непрерывного действия, изобретенный Минорским. Таким образом отклонение руля управлялось суммой двух сигналов: один из них изменялся непрерывно вместе с угловой скоростью, а другой — скачками вместе с угловым отклонением судна.

Гирометр

В гирометре Минорского устранены некоторые из недостатков, свойственные несвободным гироскопам, применяемым для измерения угловой скорости судна относительно вертикальной оси, проходящей через его центр тяжести. Основной из этих недостатков нами уже был указан при описании системы Гендерсона.

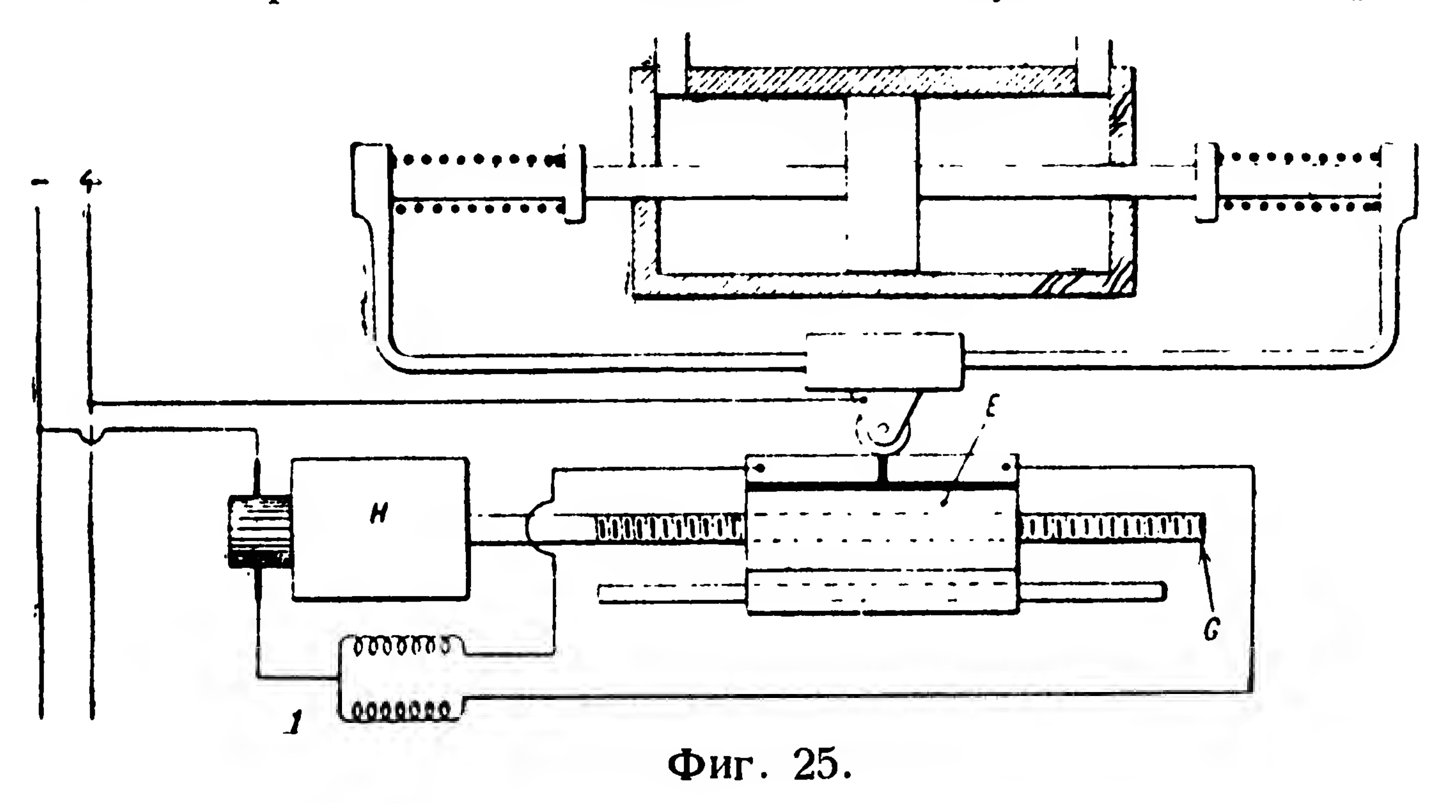


Фиг. 24.

Для измерения угловой скорости вращения судна ось ротора гироскопа первоначально устанавливается горизонтально в направлении, совпадающем с осью судна. При повороте судна ось ротора поднимается или опускается; если этому движению препятствует пружина или какое-либо другое подобное устройство, то угол наклона может служить мерой скорости поворота. До тех пор, пока ось горизонтальна, гироскоп не чувствует качки судна. Однако, как только судно начнет вращаться вокруг вертикальной оси и ось ротора гироскопа наклонится, последний окажется в положении, в котором на него будет влиять поперечный крен судна, появляющийся при повороте. Влияние поперечного крена на наклоненный гироскоп заключается в увеличении или уменьшении угла наклона его. Следовательно, при качке угол наклона оси ротора гироскопа не может служить мерой скорости вращения судна относительно вертикальной оси. Мы видели, что в системе Гендерсона эта трудность разрешается тем, что в ней допускается отклонение оси ротора гироскопа лишь на ничтожную величину, причем вместо угла наклона измеряется сила, с которой ось действует на пружину. Гирометр Минорского основан на применении двух совершенно одинаковых гироскопов, но вращающихся в противоположных направлениях. Гироскопы соединены так, чтобы эффект, порождаемый их наклоном, созданным вращением судна, усиливался благодаря совместному действию их, а всякий добавочный наклон, вызываемый качкой, уничтожался. Вообще говоря, в наиболее совер-

шенной форме гирометр Минорского может быть рассчитан и сконструирован так, чтобы в случае наличия любых двух или всех трех возможных движений судна, а именно — вращения, боковой и килевой качки — он чувствовал только вращательное движение, а в случае его отсутствия — оставался неподвижным.

Устройство гирометра схематически изображено на фиг. 24. Два гироскопа, вращающихся в противоположных направлениях вокруг горизонтальных продольных осей, смонтированы внутри кожухов *A* и *B*, каждый из которых может поворачиваться относительно горизонтальной поперечной оси. Каждый из кожухов связан при помощи



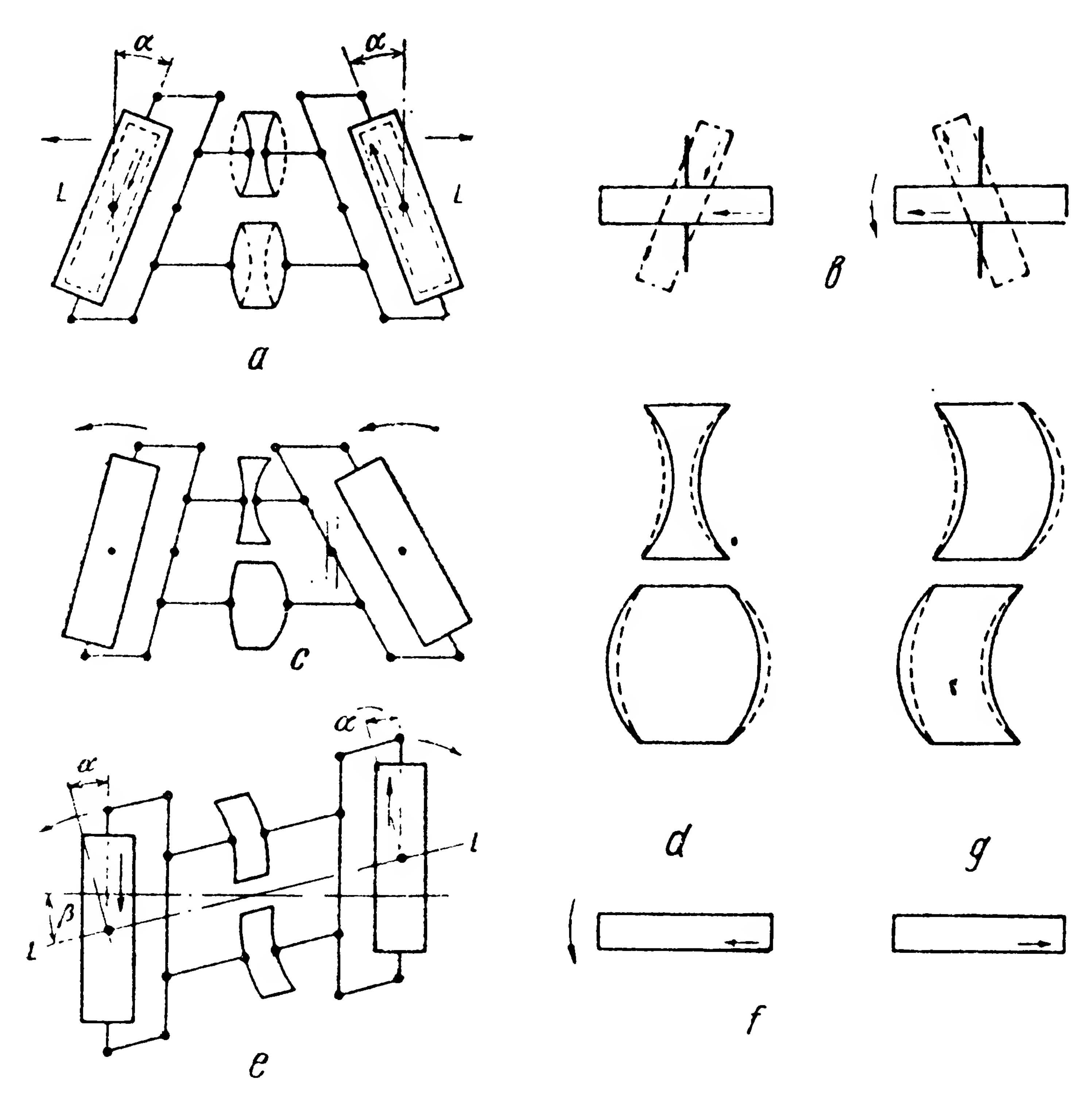
Фиг. 25.

тяг с вертикально расположенным рычагом. Эти рычаги могут вращаться на проходящих через их середины осях и соединены тягами с центрами двух упругих камер *C* и *D*, помещающихся между кожухами гироскопов. Упругость гофрированных диафрагм камер заменяет реакцию пружины при действии на нее гироскопического момента. Камеры соединены трубками с правой и левой полостью цилиндра, внутри которого заключен поршень. На шток поршня надеты пружины. Камеры, трубки и цилиндр целиком заполняются маслом или другой жидкостью.

Если судно поворачивается, скажем, вправо, то верхние концы обоих кожухов наклоняются навстречу друг другу вследствие того, что их маховики вращаются в противоположных направлениях. При этом камера *C* сжимается, а нижняя камера *D* — расширяется. В результате поршень перемещается из центрального положения влево на расстояние, пропорциональное деформации камер, т. е. на расстояние, пропорциональное наклону кожухов. Таким образом положение поршня может служить мерой скорости поворота, вызвавшей наклон гироскопов.

Движение поршня преобразуется в электрический сигнал, мощность которого достаточна для приведения в действие механизма, управляемого гирометром. Электрическое реле изображено отдельно на фиг. 25. Шток поршня несет стержень, по середине которого находится ролик. Этот ролик, присоединенный электрически к одному из полюсов линии электрического тока, опирается на блок *E*, который

может перемещаться по винту G и направляющему рельсу. Винт G присоединен к мотору H, имеющему две системы катушек, намотанных в противоположных направлениях и соединенных последовательно с его якорем. Две катушки обмотки возбуждения присоединены к двум изолированным контактам на поверхности блока E.



Фиг. 26.

При перемещении поршня, скажем, влево, одна из катушек включается, и мотор начинает вращаться в таком направлении, при котором винт G заставляет передвигаться блок влево. Мотор останавливается, как только блок передвинется на расстояние, необходимое для того, чтобы центральная изолирующая полоска между его контактами оказалась напротив ролика. Если скорость мотора постоянна, то сделанное им число оборотов пропорционально расстоянию, на которое передвинулся поршень, а следовательно, и угловой скорости судна. При повороте судна вправо включается другой контакт, и мотор вращается в противоположном направлении.

Для того чтобы доказать, что гирометр не регистрирует возмущений, вызываемых качкой, обратимся к фиг. 26. Если судно испытывает чистое вращение к штирборту (вправо), то согласно сказанному выше кожухи гироскопов наклонятся так, как показано на фиг. 26, *a*, причем верхняя камера сожмется, а нижняя расширится

на величину, пропорциональную скорости поворота. Предположим, что этот поворот вправо сопровождается наклоном судна на левый борт. Так как оси гироскопа в положении *a* непараллельны оси *LL*, вокруг которой кренится судно, то гироскопы почувствуют качку. Характер их реакции на качку может быть понят из рассмотрения фиг. 20.

Предположим, что наклоны осей ротора, вызванные вращением судна, возрастают в одном и том же направлении до тех пор, пока каждый из них не станет равным 90°. Тогда, как показано на фиг. 26,*b*, оси обоих роторов будут вертикальны и оба ротора будут вращаться в одном направлении. При этом эффект, производимый качкой на оба гироскопа, будет обязательно одинаковым и сведется, если судно наклоняется влево, к прецессии каждого гироскопа против часовой стрелки относительно его поперечной оси (ось кожуха). Если угол наклона вместо 90° станет равным α, то изменится скорость прецессии, но не ее направление. Итак, мы приходим к выводу, что если судно наклоняется на левый борт и гироскопы находятся в положении, показанном на фиг. 26, *a*, то последние начнут прецессировать относительно поперечных осей (оси кожухов) против часовой стрелки. Вследствие симметрии скорость этой прецессии будет одинакова для обоих гироскопов.

Таким образом эффект качки на наклоненные гироскопы сводится (фиг. 26, *c*) к уменьшению угла наклона переднего гироскопа и к увеличению угла наклона заднего гироскопа. Деформация камер изображена на фиг. 26, *d*. Сжатие левой стенки верхней камеры несколько уменьшается, а сжатие правой увеличивается на такую же величину. Растяжение левой стенки нижней камеры уменьшается, а растяжение правой увеличивается на ту же величину. Следовательно, объем каждой камеры остается неизменным, и поршень находится в положении, зависящем исключительно от вращения судна.

Действие килевой качки пояснено на фиг. 26, *e*. Всякая сила трения в поперечных осях кожухов гироскопов, а также всякая сила, которая может быть приложена к кожухам в виде сил упругости стенок камеры, создает момент относительно поперечных осей. Согласно гироскопическому закону эти моменты не создают вращения вокруг поперечных осей, а стремятся повернуть кожухи относительно их вертикальных осей, причем вращению противодействуют подшипники, в которых вращаются шейки осей кожухов. Следовательно, кожухи гироскопов не будут участвовать в килевой качке, а останутся в вертикальном положении, как показано на фиг. 26, *e*. На независимость поведения кожухов от качки нисколько не влияет вращение находящихся в них маховиков в противоположных направлениях. Допустив, что кожухи остаются вертикальными, видим, что влияние килевой качки на камеры сведется к тому, что упругая стенка с одной стороны сожмется настолько же, насколько другая стенка растянется. Следовательно, объем каждой камеры будет неизменным и поэтому поршень гидравлического цилиндра останется неподвижным.

Если судно отклоняется от заданного курса и одновременно испытывает килевую качку, то очевидно, что движение кожухов гироско-

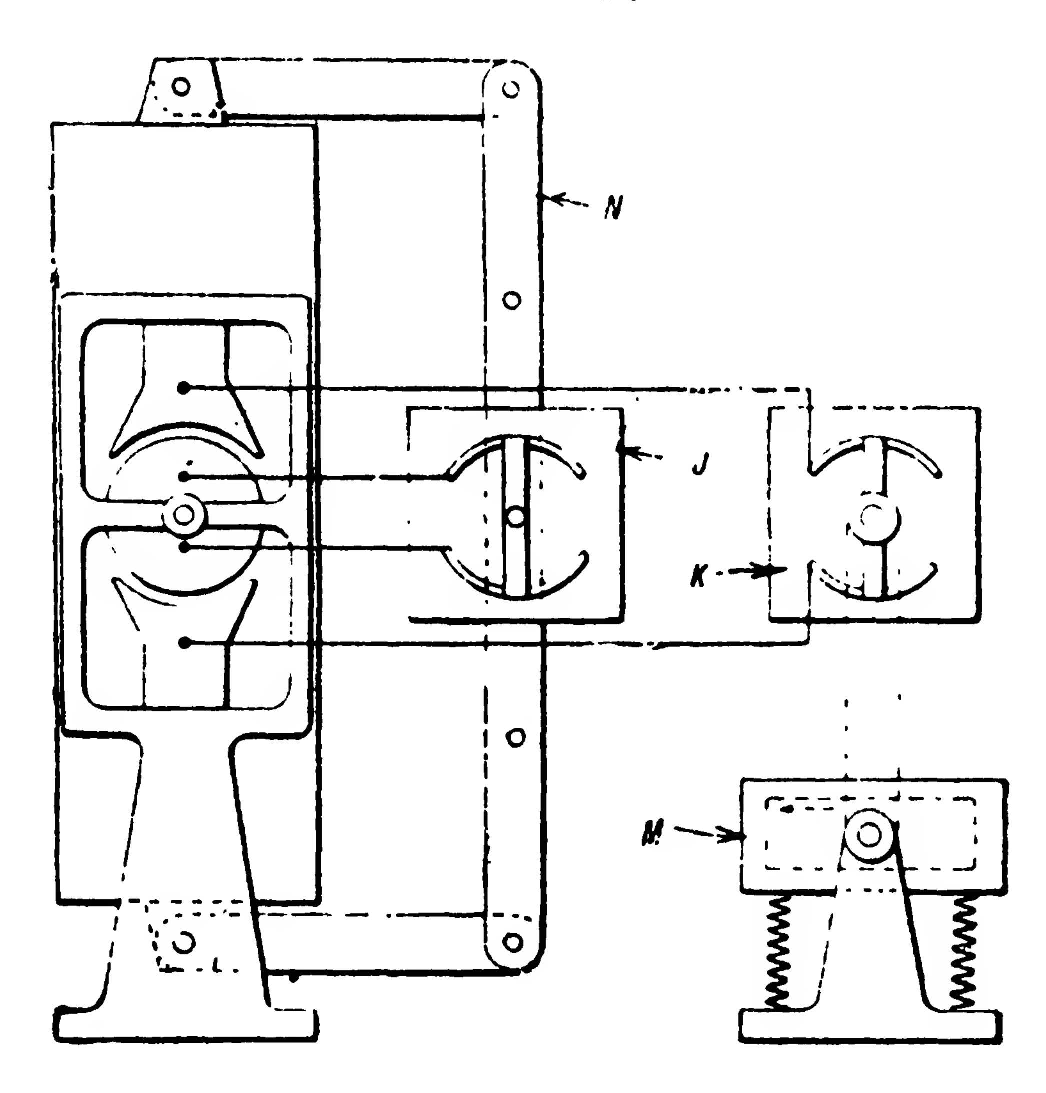
пов и отклонения стенок камер, вызываемые вращением судна, наложатся на конфигурацию, изображенную на фиг. 26, *e*, причем результирующее отклонение поршня будет зависеть исключительно от скорости вращения.

Однако имеется одно сочетание движений судна, к которому гирометр в том виде, в котором он нами был описан, не является нечувствительным в требуемой мере. Если судно испытывает одновременно боковую и килевую качку, то показания гирометра будут неотличимы от показаний при чистом вращении. Поэтому он неправильно будет реагировать на движение судна и заставит повернуться руль тогда, когда не требуется. В некоторых случаях, а именно, когда периоды боковой и килевой качки сильно отличаются друг от друга по величине, неправильное действие гирометра приведет к незначительной ошибке. В других случаях оно может, без сомнения, привести к нежелательным результатам.

Причину нежелательного эффекта, получающегося при одновременной килевой и боковой качке, легко понять из сравнения фиг. 26,*a* и 26, *e*. В обоих случаях боковая качка судна происходит относительно продольной оси, параллельной линии *LL*. Сравнивая положение кожухов по отношению к этой линии, видим, что положение переднего кожуха одинаково на обеих фигурах, в то время как положение заднего кожуха на фиг. 26, *e* противоположно положению его на фиг. 26, *a*. Следуя тому же методу рассуждений, как и прежде, легко понять, что если бы угол β мог достичь предельного значения в 90°, то гироскопы вращались бы в противоположных направлениях (фиг. 26, *f*), а не в одном направлении (фиг. 26, *b*). Следовательно, при наклоне судна, скажем, на левый борт, передний гироскоп (фиг. 26, *e*) будет прецессировать против часовой стрелки относительно своей поперечной оси (ось кожуха), а задний гироскоп по часовой стрелке. Влияние этих противоположных прецессий на камеры видно из фиг. 26, *g*: объем верхней камеры увеличивается, а нижней уменьшается. Таким образом комбинированная бортовая и килевая качка неправильно воспринимается гирометром, и гидравлический поршень передвигается так же, как если бы судно совершало чистый поворот влево относительно вертикальной оси. Необходимо заметить, что этот вывод был получен в предположении, что нос судна опустился вниз, и оно накренилось на левый борт. Предположив, что нос судна поднялся вверх или оно накренилось на правый борт, мы пришли бы к выводу, что гирометр неправильно воспринял бы комбинированное движение, как чистый поворот судна вправо относительно вертикальной оси. В том же случае, если бы нос судна поднялся вверх и оно одновременно накренилось бы на правый борт, мы опять получили бы прежний результат, т. е. гирометр воспринял бы комбинированное движение, как чистый поворот влево. Отсюда следует, что если периоды поперечных и продольных колебаний судна одинаковы и находятся в фазе, то оба движения будут менять знак одновременно и восприниматься, как чистый поворот в одну сторону. Следует заметить, что периоды поперечных и продольных колебаний судна в спокойной воде обычно сильно отличаются друг от друга, причем период боковых

колебаний значительно длительнее, чем период продольных колебаний. Однако нас здесь интересуют периоды колебаний, когда судно находится не в спокойной воде, а испытывает действие волн. Неучет этого обстоятельства послужил причиной невполне правильного действия гироскопических стабилизаторов на «Conte di Savoia». При конструировании гирометра д-р Минорский предвидел возможность появления возмущающего эффекта от совместной килевой и боковой качки и в соответствии с этим изобрел средство для нейтрализации данного эффекта.

Метод основан на приложении к осям кожухов гироскопов автоматически регулируемых моментов, компенсирующих нежелательную прецессию. Устройство, предназначенное для этой цели, схематически изображено на фиг. 27. На одном конце оси каждого кожуха с гироскопом укреплен якорь мотора, составляющий одно целое и движущийся вместе с кожухом. Так как максимальный угол поворота не превышает нескольких градусов, якорь не нуждается в коллекторе. Статор мотора вместе с полюсными башмаками укреплен на опоре, поддерживающей ось кожуха гироскопа. Таким образом при повороте якоря вместе с кожухом статор остается неподвижным по отношению к палубе судна. Последовательно с якорем включен реостат *J*. Контактный движок реостата, передвигающийся при помощи зубчатой передачи, помещен на оси вертикального стержня *N*, связанного с передачей, воздействующей на камеры. Когда контактный движок находится в среднем положении, ток в якоре равен нулю. По мере перемещения движка в ту или иную сторону ток в якоре возрастает в соответствующем направлении. Последовательно с обмоткой возбуждения мотора включен другой реостат *K*, движок которого передвигается вспомогательным несвободным гироскопом *M* с вертикальной осью. Гироскоп может наклоняться относительно поперечной оси судна. Если судно не имеет боковой качки, то вспомогательный гироскоп не наклоняется, движок реостата *K* остается в своем положении и через обмотки возбуждения мотора ток не течет. Если же судно имеет боковую качку, то вспомогательный гироскоп наклоняется относительно поперечной оси судна на угол, зависящий от скорости этого колебательного движения, движок реостата передвигается в ту или другую сторону от нейтрального положения и через обмотки



Фиг. 27.

возбуждения течет ток, пропорциональный расстоянию, пройденному движком.

Очевидно, что в этом устройстве ток в якоре пропорционален углу наклона β продольной оси судна (см. фиг. 26, *е*), в то время как ток возбуждения пропорционален скорости колебательного движения, в котором участвует судно благодаря качке. Момент, прикладываемый мотором к кожуху, пропорционален произведению обоих токов и при соответствующей регулировке может быть использован для компенсации нежелательной прецессии.

Если ток в якоре или в обмотке возбуждения мотора равен нулю, то момент, прикладываемый мотором к кожуху, также равен нулю. Следовательно, чистый поворот (см. фиг. 26, *а*) вызывает появление тока в якоре, но не в обмотке возбуждения. Вследствие этого мотор не влияет на действие гирометра, измеряющего только скорость поворота судна относительно его вертикальной оси. Однако он приходит в действие в случае комбинированного поворота и боковой качки (рис. 26, *с*). Если устройство удовлетворяет основному предъявляемому к нему требованию, т. е. действительно компенсирует нежелательную прецессию при комбинированной килевой и боковой качке, то при комбинированном повороте и боковой качке оно должно противодействовать прецессии одного гироскопа и помогать прецессии другого. Из фиг. 26, *d* легко видеть, что происходящие при этом деформации стенок камеры не вызывают изменения их относительно объемов. Другими словами, введение моторов, реостатов и пр. не окажет никакого влияния на окончательное показание гирометра при комбинированном повороте и боковой качке или при каком-либо другом простом или комбинированном движении, исключая случай одновременно килевой и боковой качки, в котором оно будет противодействовать появлению вредной прецессии. В случае введения моторов, реостатов и пр. гирометр превращается в прибор, способный обнаруживать только скорость вращения относительно вертикальной оси и не зависящий от какого-либо другого движения или комбинации движений, в которых в то же время может участвовать судно.

Д-р Минорский считает гидравлическую систему наилучшим средством для передачи наклона кожухов гироскопов к мотору *Н* (см. фиг. 25). Однако он изобрел другое чисто механическое устройство, в котором система зубчатых колес заменяет упругие стенки камер, а вместо гидравлического цилиндра применяется простой механический диференциал.

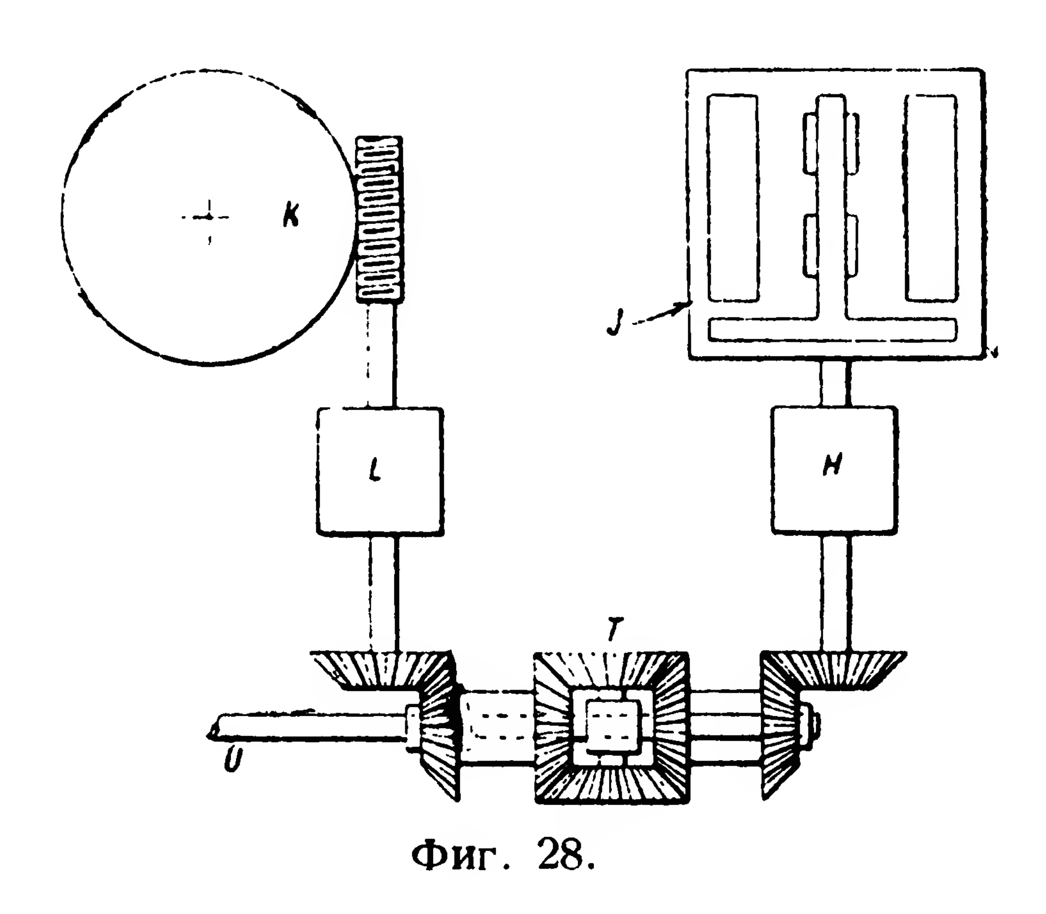
Отмечая оригинальность основной идеи, воплощенной в гирометре Минорского, приходится сожалеть, что для того чтобы гирометр не путал совместный эффект одновременной боковой и килевой качки с эффектом чистого вращения, понадобились описанные выше усложнения. Д-р Минорский утверждает, что его гирометр, снабженный описанным добавочным устройством, является единственным прибором, способным измерять угловую скорость тела относительно одной из трех его главных осей, независимо от угловых скоростей, которыми тело может обладать относительно одной или двух остальных главных осей. Это достижение, помимо значения для автоматического управ-

ления движением судов, имеет большой научный интерес, что и может служить достаточным оправданием некоторой сложности гирометра. Следует указать, что теоретически устройство не является совершенным. Вспомогательный гироскоп *M* (фиг. 27) подвержен комбинированному действию килевой и боковой качки, в то время как теоретически он не должен чувствовать килевой составляющей. Однако возникающая на практике погрешность является величиной второго порядка по сравнению с погрешностью, которую должен корректировать вспомогательный гироскоп, и поэтому ею можно пренебречь.

Описание основных элементов конструкции автопилота

Гирометр, описанный в предыдущей статье, представляет собой основу автопилота Минорского.

Мы видели, что он может служить индикатором угловой скорости вращения, причем показания его почти или совершенно не зависят от угловых скоростей, которые судно или другое управляемое тело могут иметь относительно других главных осей. В автопилоте Минорского гирометр действует как вторичный индикатор. Первичным индикатором служит гирокомпас или другой прибор, чувствительный к углу поворота относительно вертикальной оси.



Фиг. 28.

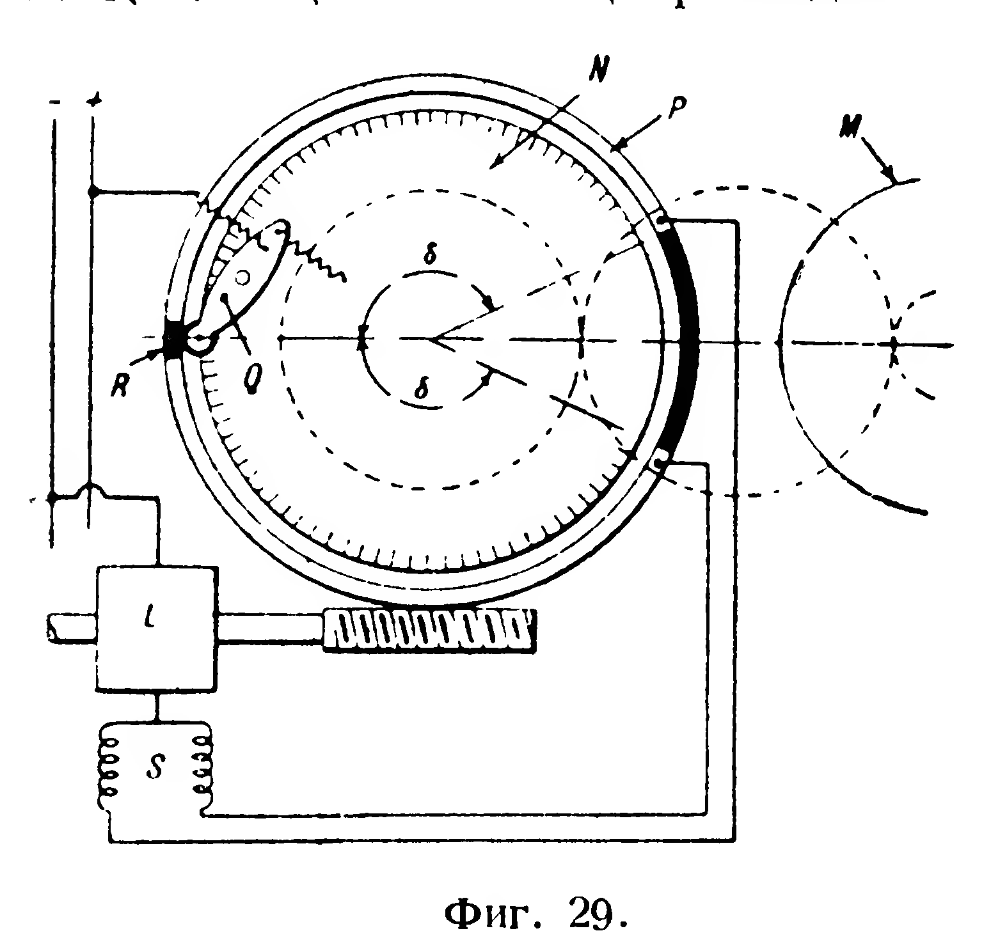
В предыдущей статье было объяснено, каким образом гирометр заставляет действовать мотор *H* (см. фиг. 25) так, чтобы число оборотов или угол поворота ротора этого мотора и направление его вращения определяли по величине и по направлению скорость вращения судна. На фиг. 28 через *J* обозначен гирометр, через *H* — мотор, через *K* — компас, приводящий в движение мотор *L* таким образом, что угол поворота ротора определяет по величине угол, на который судно отклонилось от заданного курса, и направление, в котором это отклонение произошло.

Связь между компасом и мотором *L* более детально показана на фиг. 29.

Так как целый оборот шкалы *M* гирокомпаса (в действительности это шкала повторительного компаса) соответствует полному повороту судна на 360° и так как автопилоту приходится корректировать отклонения от курса, равные всего лишь нескольким градусам, то эта шкала связана при помощи соответствующей передачи со шкалой *N*. Движение последней указывает угол поворота судна в сильно увеличенном масштабе. Угол δ, равный почти 180°, может изображать в

подходящем масштабе максимальный угол поворота, с которым придется иметь дело. Для изменения заданного курса шкалы M и N можно разъединять и вновь соединять так, чтобы начало отсчета на шкале N соответствовало новому заданному курсу. Токопроводящее кольцо P, разделенное на две части изолирующими сегментами, расположено концентрично по отношению к шкале N, но не связано с ней.

На шкале N укреплен палец Q, ролик которого в том случае, если судно следует заданному курсу, находится на изолирующем сегменте R кольца P. Палец присоединен к одному из полюсов источника тока. Обе половины кольца P присоединены к намотанным в противоположных направлениях катушкам возбуждения S мотора L. Эти катушки и якорь мотора соединены последовательно и присоединены к другому полюсу источника тока. Ротор мотора L приводит в движение червячную передачу, служащую для вращения кольца P. Когда судно поворачивается на какой-либо угол, скажем α, одна из катушек S включается, и мотор L начинает вращаться в нужном направлении. При этом мотор вращает кольцо P в направлении, требуемом для того, чтобы изолирующий сегмент догнал ролик на пальце Q. Когда сегмент догонит ролик, мотор выключается. Сделанное им полное число оборотов пропорционально углу поворота судна, отсчитанному на шкале N.

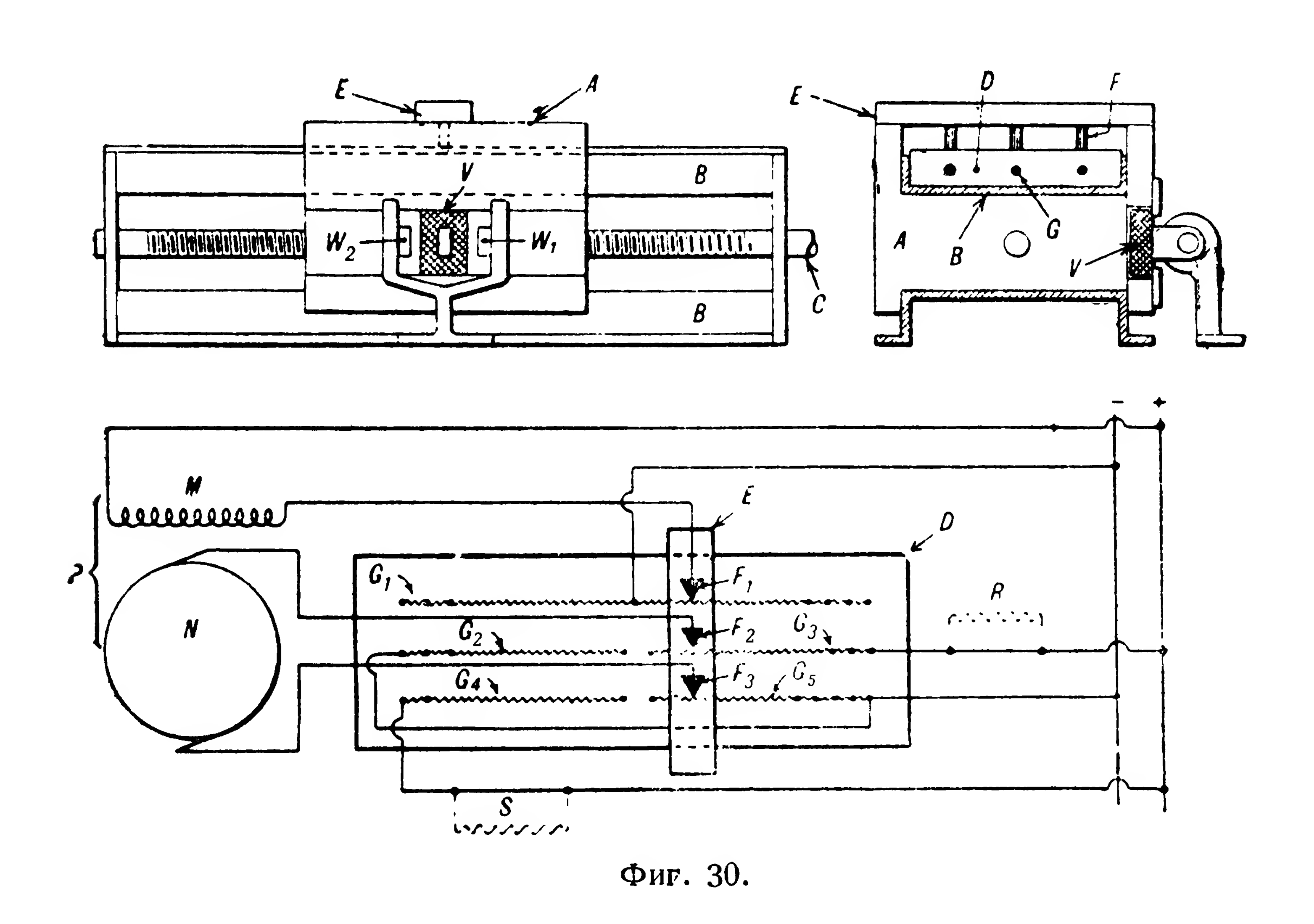


Фиг. 29.

Таким образом вращательные движения моторов L и H соответственно пропорциональны в любой момент времени мгновенному угловому отклонению Θ судна от заданного курса и мгновенной угловой скорости ω. Оба движения могут быть соединены в одно вращательное движение оси U, пропорциональное $(P\Theta + Q\omega)$, при помощи диференциала T (см. фиг. 28) и использованы обычным способом для управления рулем.

Однако система Минорского по первоначальному замыслу и по конструктивному оформлению, в котором она была осуществлена на «Новой Мексике», относится к описанным в четвертой статье устройствам, в которых сигналы индикаторов используются для регулирования угловой скорости руля, а не для регулирования его углового отклонения. В связи с этим между каждым из моторов L и H и диференциалом T установлен потенциометр и добавочный мотор. Моторы L и H применяются лишь для передвижения мостиков потенциометров. При отклонении мостиков от центральных положений потенциометры изменяют ток возбуждения добавочных моторов таким об-

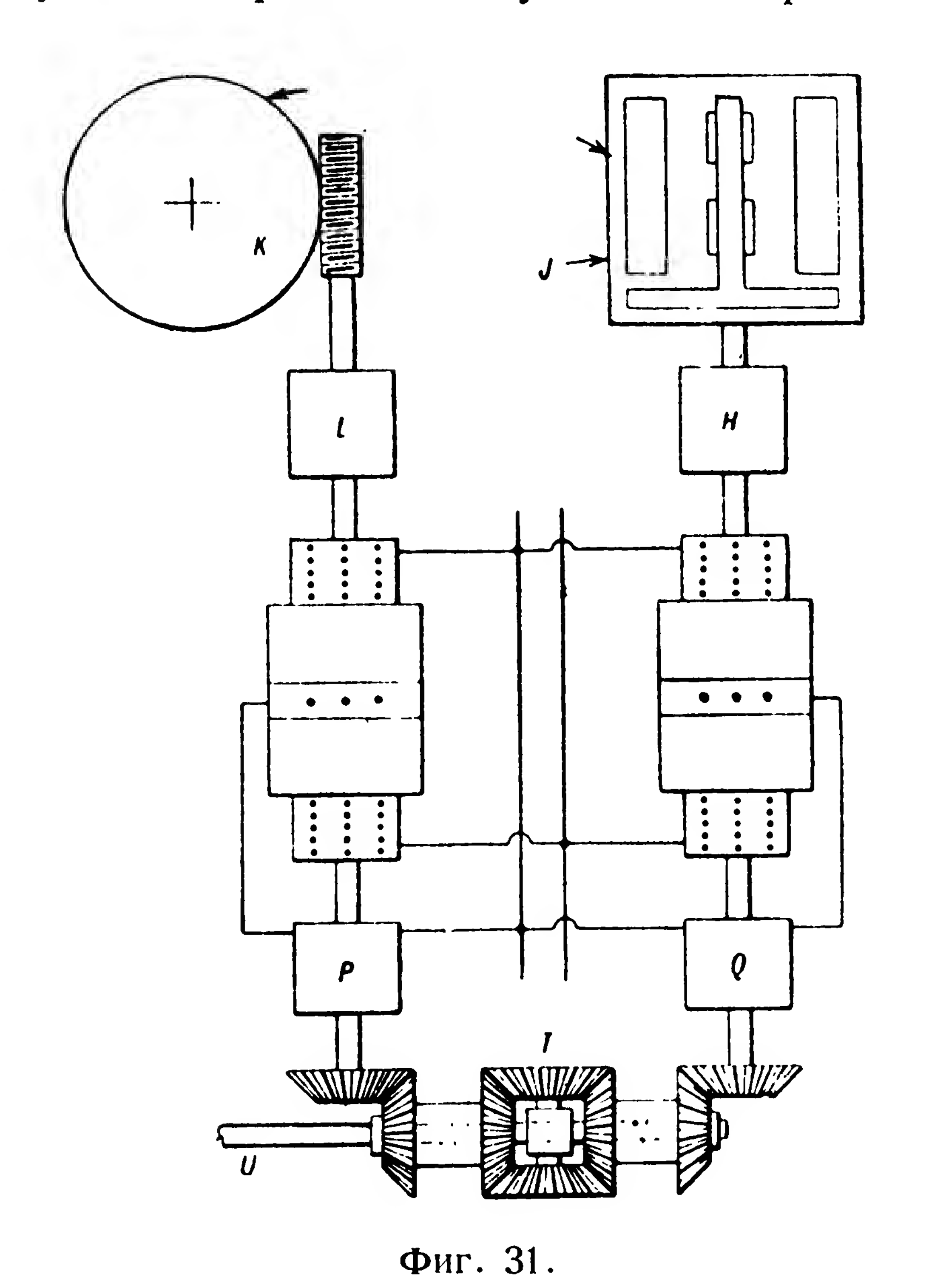
разом, чтобы увеличить их скорость в нужном направлении. Поэтому чем больше отклонение Θ судна от заданного курса или чем больше его угловая скорость, тем больше скорость соответствующего добавочного мотора и, следовательно, тем больше скорость поворота руля. Момент руля, конечно, попрежнему определяется углом его поворота, но теперь он пропорционален регулируемой скорости руля, а не непосредственно комбинированному сигналу $P\Theta + Q\omega$; вследствие этого достигаются преимущества, описанные в четвертой статье.



Фиг. 30.

Потенциометрическое устройство изображено на фиг. 30. Блок A, связанный с ходовым винтом C, скользит по направляющим B. Ходовой винт приводится в движение мотором L или H (см. фиг. 28), вследствие чего положение блока на направляющей в любой момент определяется углом поворота Θ судна или угловой скоростью ω. Когда судно следует заданному курсу и не обладает угловой скоростью, оба блока находятся по середине направляющих. На верхней направляющей B укреплена плита D, несущая три ряда контактов. Мостик E, прикрепленный к блоку, снабжен тремя щетками F, соприкасающимися с контактом при скольжении блока по направляющим. Контакты замыкают электрическую цепь между щетками и сопротивлениями G, расположенными внутри плиты D. Электрическая схема соединения сопротивлений, щеток, обмотки возбуждения M и якоря N добавочного мотора P изображена в нижней части фиг. 30. При отклонении мостика от его положения щетка F_1 и сопротивление G_1 уменьшают ток возбуждения мотора, не изменяя однако направления этого

тока при прохождении щетки через среднее положение. Благодаря щеткам F_2, F_3 и сопротивлениям G_3, G_5 ток в якоре мотора возрастает при движении мостика вправо. Сопротивления G_2 и G_4 включаются в цепь, когда мостик движется влево, и заставляют ток в якоре мотора возрастать при движении мостика; при этом ток уже имеет обратное направление. Уменьшение тока возбуждения и увеличение тока в якоре вызывают возрастание скорости мотора P при увеличении отклонения мостика от его среднего положения, т. е. при увеличении угла поворота Θ или угловой скорости ω судна, причем направление вращения ротора N изменяется на обратное при изменении знака Θ или ω.



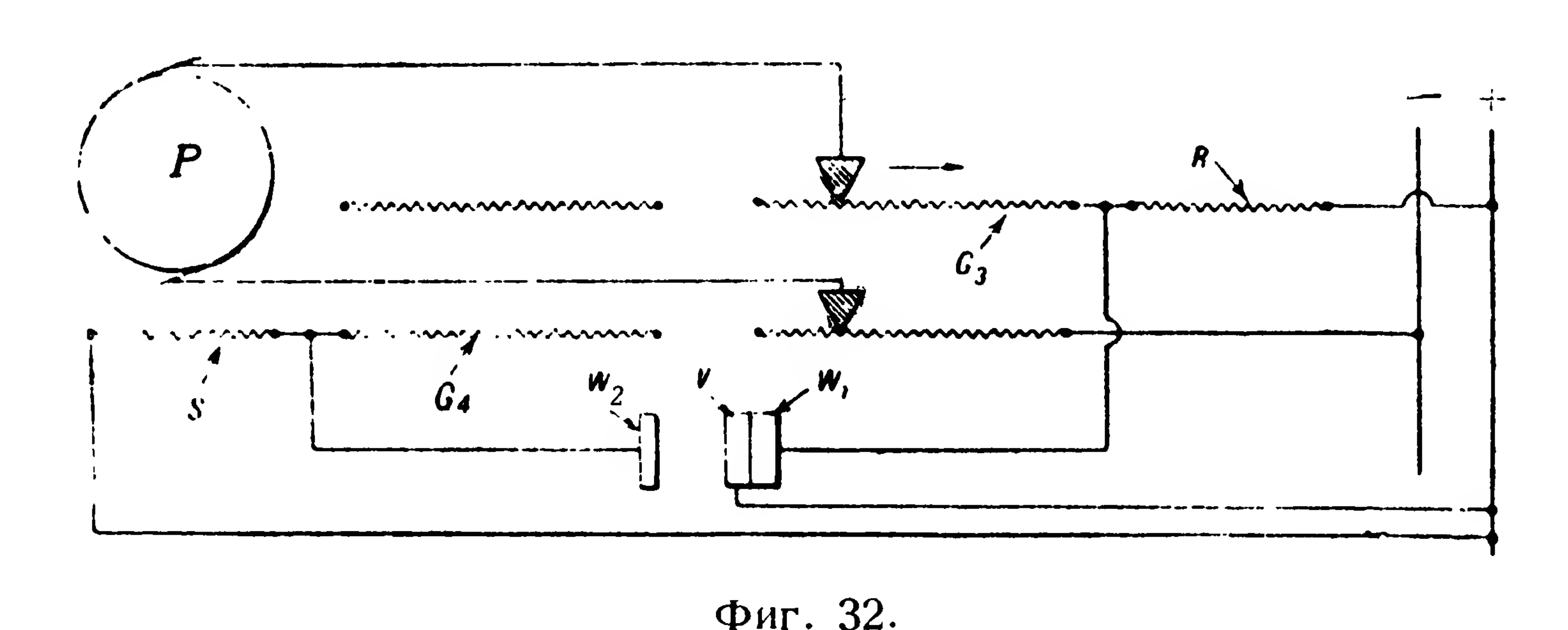
Фиг. 31.

Общая схема устройства изображена на фиг. 31. Моторы L и H выполняют лишь функции «следящих» моторов. Реальными источниками силы, прикладываемой к управляющей оси U, являются добавочные или «рулевые» моторы P и Q. Как и прежде, объединенный сигнал передается оси U при помощи диференциала T, воспринимающего движение моторов P и Q. Скорость мотора P в любой момент пропорциональна углу отклонения Θ, указываемому компасом, в то время как скорость мотора Q пропорциональна угловой скорости ω, указываемой гирометром. Если все конические колеса одинаковы, то скорость оси U равна полусумме скоростей вращения моторов P и Q, т. е. $^1/_2\,(P\Theta + Q\omega)$, где P и Q — коэфициенты пропорциональности, определяемые конструкцией устройства. Эта скорость будет изменяться при изменении Θ и ω, но как бы они ни изменялись, наличие скорости создает определенное угловое отклонение оси U. Реальным сигналом, на который реагирует рулевая машина, является именно это отклонение оси U, а не вызвавшая его переменная скорость. Рулевая машина превращает отклонение оси U в пропорциональное отклонение руля.

На практике между осью U и приводом руля ставится редуктор с большим коэфициентом редукции.

Рассмотрим теперь, каким образом к описанному устройству Минорского может быть добавлено регулирование по ускорению или, точнее, получено приближение к нему.

Едва ли требуются какие-либо предварительные сведения из математической теории регулирования, для того чтобы понять, что качественно регулирование по ускорению сведется на практике к видоизменению характера движения руля по сравнению с его движением без регулирования по ускорению. В системе Минорского такое видоизменение достигается изменением скорости мотора P или Q (фиг. 31), либо скорости обоих моторов одновременно. Это может быть произведено путем изменения в соответствующие моменты времени величины сопротивлений G (см. фиг. 30), включенных в цепь якоря. Очевидно достаточно изменять только два, а не все четыре сопротивления, например, G_3, когда мостик потенциометра движется в одном направлении, и G_4, когда он движется в противоположном направлении.



Фиг. 32.

Требуемое изменение может быть достигнуто при помощи двух добавочных сопротивлений R и S, включающихся последовательно с сопротивлениями G_3 и G_4 в соответствующие моменты времени и выключающихся или замыкающихся накоротко в другие моменты времени.

Способ автоматического включения и выключения сопротивлений R и S пояснен на фиг. 30. На одной стороне блока A сделан вырез, в который вставлена пластинка V. Между пластинкой и блоком существует трение, достаточное для предотвращения случайного передвижения пластинки. На пластинке укреплен контакт, находящийся между двумя другими контактами W_1 и W_2, смонтированными на подставке, имеющей форму вилки и неподвижной относительно направляющих B, по которым скользит блок A. Когда блок A находится в среднем положений, то между контактом на пластинке V и контактами W_1 и W_2 остаются небольшие зазоры. Как показано на фиг. 32, контакт V присоединен к положительному полюсу батареи. Контакты W_1 и W_2 соответственно присоединены к точкам, находящимся между R и G_3 и между S и G_4.

Предположим, что блок A начал передвигаться из своего среднего положения вправо. Вместе с ним начнет передвигаться контакт V, который почти немедленно соприкоснется с контактом W_1 и замкнет накоротко сопротивление R. При дальнейшем движении блока вправо контакт V будет попрежнему соприкасаться с контактом W_1, оставляя R короткозамкнутым. Однако контакт между V и W_1 разорвется, как только блок, достигнув предельного положения при движении

вправо, начнет возвращаться к среднему положению. Поэтому во время обратного движения R будет включено последовательно с G_3.

Как только начнется движение в обратном направлении, контакт V, двигавшийся сначала вместе с блоком, остановится контактом W_2. Следовательно, когда блок, возвратясь в среднее положение, начнет двигаться влево, то сопротивление S уже будет замкнуто накоротко. Оно будет оставаться короткозамкнутым до тех пор, пока блок, достигнув крайнего левого положения, начнет возвращаться к среднему положению. Во время этого возвратного движения S включится последовательно с G_4.

Итак, при удалении блока A от среднего положения вправо или влево оказывается короткозамкнутым либо сопротивление R, либо сопротивление S, и скорость мотора не изменяется. При возвращении же блока в среднее положение из крайнего правого или левого последовательно с якорем мотора включается либо сопротивление R, либо сопротивление S, и скорость мотора уменьшается.

Очевидно, что, если помимо введения сопротивлений R и S, регулирование по ускорению требует соответствующего уменьшения сопротивлений G_3 и G_4, то тогда можно сделать так, чтобы при коротком замыкании сопротивлений R и S скорость мотора изменялась. В этом случае скорость мотора будет возрастать при удалении блока от среднего положения и убывать при возвращении его.

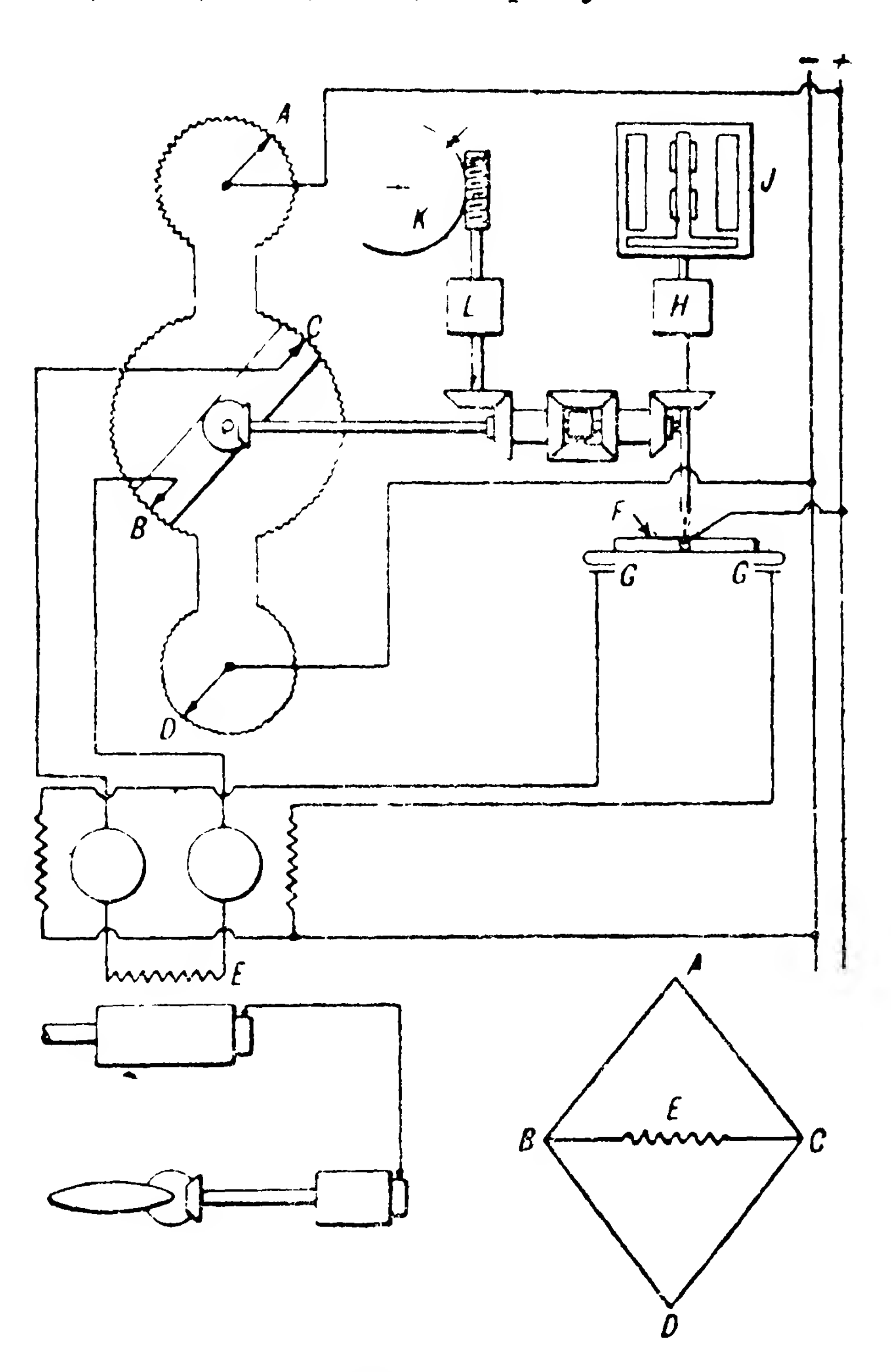
На фиг. 30 контакт V для простоты показан укрепленным на блоке потенциометра, связанного с «компасным» мотором P. В действительности контакт V смонтирован на блоке потенциометра, связанного с «гирометрическим» мотором Q, но он включает и выключает, как указывалось выше, сопротивления R и S, находящиеся в цепи якоря «компасного» мотора P. Для того чтобы ввести в действие описанное устройство, требуется лишь переключить концы электрических проводов. Практический результат, получаемый с помощью этого устройства, заключается в том, что мотор P ускоряется не при отклонении судна от заданного курса, а при возрастании его угловой скорости от нуля до максимума. Точно так же мотор P замедляется не при возвращении судна к заданному курсу, а при уменьшении его угловой скорости от максимума до нуля.

Доказать, что устройство, состоящее из добавочных сопротивлений, включаемых и выключаемых в определенные моменты времени, дает эффект, достаточно близкий к тому, который должно давать регулирование по ускорению, довольно трудно как с помощью, так и без помощи математического анализа.

Задача состоит в том, чтобы показать, что включение и выключение добавочных сопротивлений изменяет момент руля почти так же, как он должен изменяться при введении третьего индикатора — индикатора ускорения, сигналы которого воздействуют на положение руля совместно с сигналами индикаторов углового отклонения и угловой скорости. Мы не предполагаем давать решения этой задачи. Достаточно указать, что сопротивления R и S действуют так, как если бы в некоторой точке между осью U (см. фиг. 31) и рулем существовал механический свободный ход.

Установка (фиг. 33), в действительности находившаяся в эксплоатации на судне «Новая Мексика», отличается от описанной нами рядом существенных пунктов.

Прежде всего компасный и гирометрический следящие моторы L и H не приводили в действие двух отдельных потенциометров, а были связаны друг с другом при помощи диференциала, передвигавшего ручку круглого потенциометра. Этот потенциометр по существу состоит из четырех сопротивлений AB, AC, DB, DC, образующих плечи мостика Витстона. В диагонали BC мостика включена обмотка возбуждения E генератора, приводимого в движение некоторым внешним источником энергии (на фигуре не показан). При отклонении контактов BC от нейтрального положения равновесие мостика нарушается, в обмотке возбуждения генератора появляется некоторый ток и генератор начинает давать ток, пропорциональный его току возбуждения. Ток генератора используется для питания мотора, связанного с рулем или рулевой машиной. Движение руля передается обратно (при помощи приспособлений, на фигуре не показанных) к потенциометру и приводит в движение вспомогательные движки A и D, которые благодаря этому следуют за движениями главной рукоятки BC. Это следящее движение изменяет относительные значения четырех сопротивлений, образующих мостик Витстона, следовательно, и ток в обмотке возбуждения E. В конечном итоге руль поворачивается со скоростью, пропорциональной отклонению рукоятки BC, т. е. пропорциональной значению комбинированного сигнала $(P\Theta + Q\omega)$, посылаемого обоими индикаторами.



Фиг. 33.

Так как отклонение руля регулируется током в обмотке возбуждения E генератора, то очевидно для получения эффекта регулирования по ускорению необходимо воздействовать на ток возбуждения. Это воздействие может быть достигнуто путем включения и выключения добавочных сопротивлений в цепь обмотки возбуждения. Другой способ воздействия на ток возбуждения состоит в применении одного или двух бустеров, включенных в цепь обмотки возбуждения-

как показано на фиг. 33. Бустеры приводятся в действие в соответствующие моменты путем пропускания тока через их обмотки возбуждения. Эти моменты определяются действием стержня F, имеющего фрикционную связь с осью гирометрического следящего мотора H. До тех пор, пока ось вращается в одном направлении, т. е. до тех пор, пока угловая скорость судна увеличивается, стержень слегка наклонен в одну сторону и замыкает один из контактов G. Вследствие этого обмотка возбуждения одного из бустеров оказывается включенной, а другого выключенной. Как только гирометр начинает обнаруживать уменьшение угловой скорости судна, стержень F наклоняется в другую сторону, замыкает другой контакт, причем обмотка возбуждения первого бустера выключается, а второго включается. Следует заметить, что, как и в описанном выше устройстве, изменение скорости рулевого мотора, производимое для получения эффекта, соответствующего регулированию по ускорению, ставится в связь с фазой скорости судна ω, а не с его отклонением Θ.

Практические испытания

Начав разрабатывать свою систему, д-р Минорский провел несколько интересных испытаний для определения чувствительности человеческого глаза к угловой скорости. Рулевые были посажены на стол, который мог вращаться с различными скоростями в любом направлении, причем они не знали направления и скорости вращения стола. Им давалось от 2 до 5 сек., для того чтобы заметить, вращается ли стол, а если вращается, то в каком направлении. Было найдено, что рулевые не могут обнаружить вполне определенно ни вращения, ни направления, если скорость вращения меньше $^1/_5{}^\circ$ в секунду, т. е. меньше 1 оборота в 30 мин.

Чувствительность гирометра, установленного на «Новой Мексике», гораздо выше. Испытания показали, что гирометр может совершенно свободно обнаруживать угловую скорость до $^1/_{80}{}^\circ$ в секунду, эквивалентную одному полному обороту в течение 8 час. Сигнал, производимый даже этой очень низкой скоростью, вызывал около 5 оборотов следящего мотора H (фиг. 33). Так как доля оборота этого мотора может дать вполне заметный сигнал, то можно с полной уверенностью утверждать, что гирометр может обнаруживать даже угловые скорости, которые меньше, чем угловая скорость Земли вокруг ее оси.

По сравнению с гирометром, обладающим такой высокой чувствительностью, индикатор углового ускорения является сравнительно грубым прибором. Гироскопический же компас, как отмечалось выше, не дает показания до тех пор, пока угол поворота судна не достигнет $^1/_6{}^\circ$, и затем продолжает давать показания не непрерывно, а скачками через каждую $^1/_6{}^\circ$.

Первоначальные испытания на «Новой Мексике» производились без устройства, регулирующего по ускорению. Несмотря на непродолжительность и недостаточную убедительность, эти испытания все же показали, что даже в лучшем случае это устройство не может удержать судно на заданном курсе с достаточной точностью. Оно

уменьшало начальные колебания судна вокруг вертикальной оси до $\pm 2°$, но позволяло судну оставаться в состоянии установившихся колебаний, отклоняясь от заданного курса на 2° то в одну, то в другую сторону.

После предварительных испытаний в устройство было введено регулирование по ускорению в сравнительно грубой форме. Таким образом было достигнуто, что судно стало следовать заданному курсу с остаточными установившимися колебаниями порядка $\pm {}^{3}/_{4}°$. Наконец, регулирование по ускорению было осуществлено в соответствии со схемой, изображенной на фиг. 33. При этом после необходимой настройки компас в течение большей части времени не показывал отклонения от заданного курса и только в редких случаях можно было наблюдать отклонение в ${}^{1}/_{6}°$. Это доказывает, что устройство удерживало судно на заданном курсе с остаточными колебаниями, которые в течение большей части времени не превышали $\pm {}^{1}/_{6}°$ и лишь изредка достигали значений между $\pm {}^{1}/_{6}$ и $\pm {}^{1}/_{3}°$. Движения руля во время этих испытаний не могли быть определены с достаточной точностью, так как индикатор угла поворота руля давал показания только через каждые 5° поворота. В течение большей части времени индикатор угла поворота руля оставался на нуле. Это доказывает, что отклонение руля в любую сторону не превышало 5°. Только изредка и в течение очень коротких промежутков времени индикатор отклонялся на одно деление и, следовательно, угол поворота руля колебался в пределах между 5 и 10°.

СТАТЬЯ IX

БРИТАНСКИЙ АВТОПИЛОТ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Автопилот Сименса для самолетов состоит из трех отдельных, непосредственно не связанных друг с другом устройств, служащих для управления движением самолета относительно трех главных осей его [1]. Таким образом каждое устройство может действовать самостоятельно. Однако на самолете, вследствие того что движения его относительно главных осей взаимно связаны, все три устройства обычно действуют одновременно, будучи фактически связаны через самолет.

Действительно пусть самолет снабжен автопилотом системы Сименса или другой подобной системы, основанной на применении трех независимых регулирующих устройств. Предположим, что самолет, летящий по заданному курсу с постоянной скоростью и находящийся на заданной высоте, внезапно настигнут горизонтальным порывом ветра, отклоняющим его от заданного курса, но не создающим момента ни относительно продольной, ни относительно поперечной оси его.

Отклонение от заданного курса будет обнаружено регулирующим устройством, воздействующим на курсовой руль. Это устройство будет заставлять самолет возвращаться к заданному курсу по некоторой изогнутой траектории, лежащей в горизонтальной плоскости. Однако непрямолинейность траектории движения означает, что крыло, находящееся внутри траектории, будет двигаться относительно окружающего воздуха с меньшей скоростью, чем крыло, находящееся вне ее. Следовательно, подъемная сила внутреннего крыла будет меньше, чем внешнего крыла. В результате этого самолет наклонится, повернувшись вокруг продольной оси (поперечный крен). Этот наклон будет обнаружен регулирующим устройством, воздействующим на элероны. Элероны начнут перемещаться, стремясь скорректировать этот наклон. Но поворот курсового руля в сочетании с поднятием одного элерона и опусканием другого увеличит лобовое сопротивление самолета, вследствие этого, если мощность мотора не изменится, нос самолета опустится. Этот наклон относительно поперечной оси (продольный крен) будет обнаружен регулирующим устройством, воздействующим на руль высоты, в результате чего начнет действовать и это устройство.

[1] Не считая устройства для управления высотой полета.

Сделанный анализ не полон, но достаточен для того, чтобы показать, что простое отклонение от заданного курса не может быть скорректировано самостоятельно одним лишь регулирующим устройством, воздействующим на курсовой руль. Прежде чем такое отклонение будет исправлено, начнут действовать все три регулирующих устройства. Очевидно к подобному же заключению можно притти и в случае начального наклона самолета относительно продольной оси. В этом случае первичным регулирующим действием является поворот элеронов. При передвижении элеронов самолет наклонится в ту сторону, на которой находится опущенный элерон. Этот наклон вызовет движение курсового руля, а комбинированное отклонение элеронов и руля, как и прежде, вызовет опускание носа самолета, которое будет выправлено рулем высоты. Для случая же, когда начальным отклонением, требующим исправления, является опускание носа самолета или его наклон относительно поперечной оси, можно показать, что для исправления наклона достаточно будет поворота одного руля высоты, так как это не вызовет ни отклонения от заданного курса, ни наклона самолета относительно продольной оси.

Британский автопилот для самолетов разработан в одном из учреждений Британского воздушного флота, находящемся в Фарнборо. В настоящее время он изготовляется в коммерческих целях компанией Smith's Aircraft Instruments. В этом автопилоте учитывается то обстоятельство, что корректирующее движение курсового руля сопровождается наклоном самолета относительно продольной оси. Величина наклона определяется угловой скоростью самолета при движении по криволинейной траектории, точно так же как наклон велосипеда, движущегося по кривой, может служить мерой скорости велосипеда.

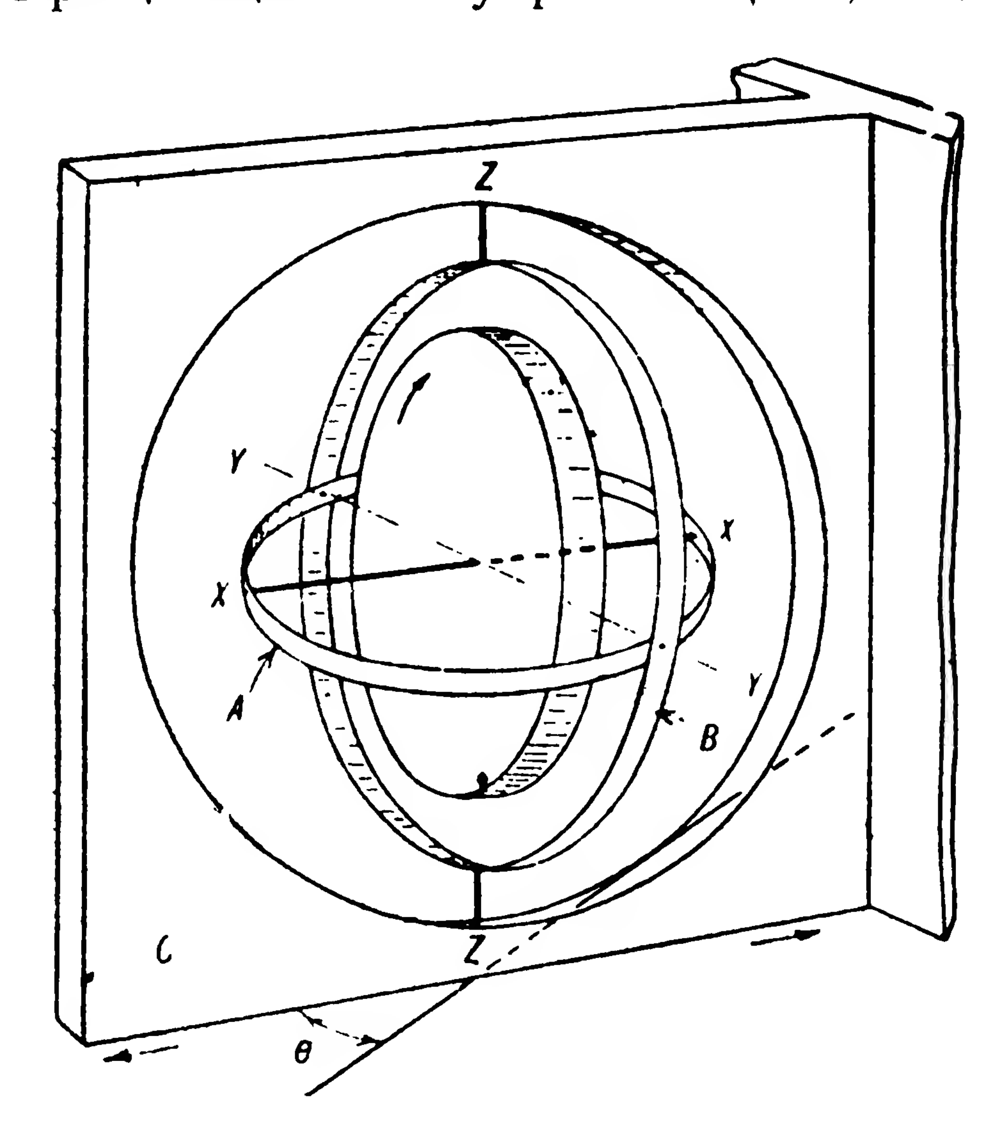
В соответствии с общими принципами теории автоматического регулирования можно утверждать, что самолет при отклонении от заданного курса будет возвращаться к нему, совершая затухающие колебания, если отклонение курсового руля в любой момент складывается из двух частей: 1) пропорциональной мгновенному углу отклонения самолета от заданного курса и 2) пропорциональной его мгновенной угловой скорости или связанному с ней углу наклона относительно продольной оси. Таким образом применение индикатора угла отклонения оказывается попрежнему необходимым; вторичный индикатор или индикатор угловой скорости в данном случае может быть заменен прибором, измеряющим угол наклона самолета относительно продольной оси. Итак, оба индикатора будут являться приборами, измеряющими углы. Поэтому можно достигнуть дальнейшего упрощения, воспользовавшись одним прибором, измеряющим как отклонение от заданного курса, так и наклон относительно продольной оси, и вызывающим поворот курсового руля, пропорциональный объединенному сигналу.

Для того чтобы содержание предыдущего абзаца не было неправильно понято читателем, необходимо указать, что британский автопилот включает средства для управления движением самолета не только в горизонтальной плоскости полета, но и относительно попе-

речной оси. Как будет сейчас показано, индикатором, совмещающим функции двух указанных приборов, является свободный гироскоп, чувствительный как к отклонениям от заданного курса, так и к наклону относительно продольной оси. Но этот же гироскоп служит и для обнаруживания наклона самолета относительно поперечной оси. Следовательно, один и тот же гироскоп выполняет функции первичного и вторичного индикатора в отношении отклонений от заданного курса и функцию первичного индикатора в отношении наклона самолета относительно поперечной оси. В полном виде британский автопилот снабжен также устройством для управления положением самолета относительно продольной оси. Первичным индикатором в этом устройстве является второй гироскоп, совершенно не связанный с первым. Реакция этого второго гироскопа на движение самолета относительно продольной оси вызывает корректирующее движение элеронов. Реакция первого гироскопа на движение относительно той же оси демпфирует движение руля.

Контроль курса

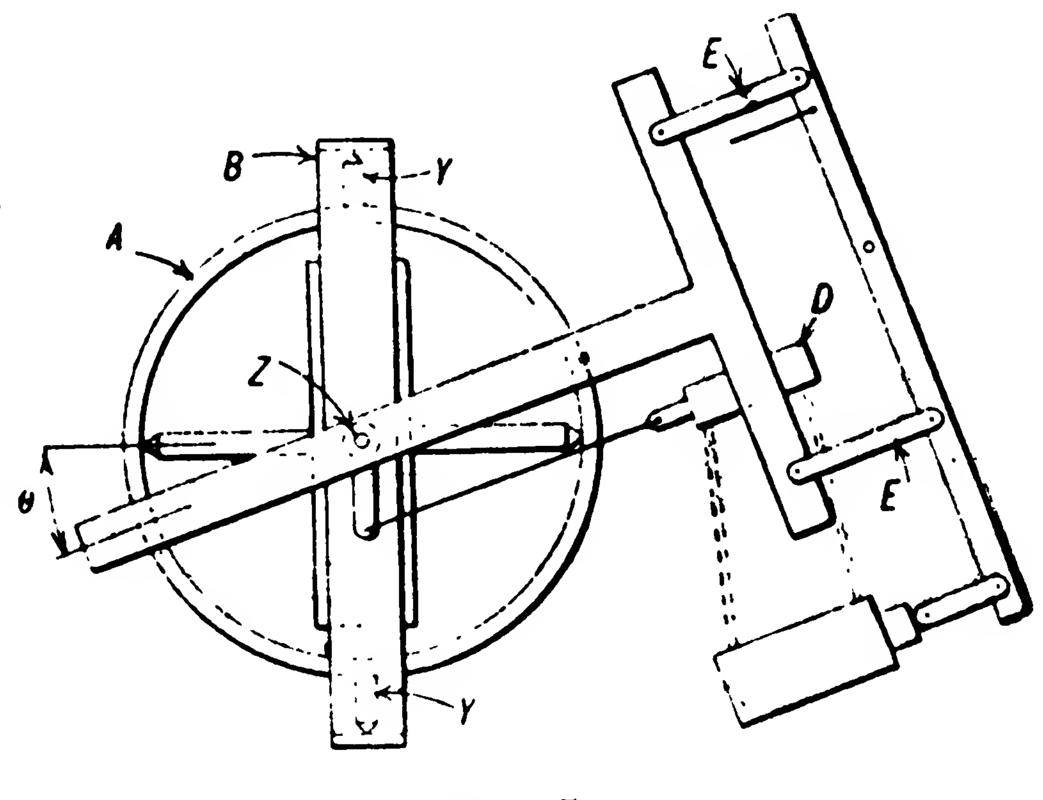
На фиг. 34 изображен свободный гироскоп, состоящий из ротора, вращающегося внутри кольца A, подвешенного на поперечной оси YY внутри внешнего кольца B. Кольцо B подвешено на вертикальной оси ZZ внутри рамы C. Предположим, что эта рама укреплена на самолете в вертикальном положении в плоскости, совпадающей с продольной осью его, и что ось XX в нормальных условиях расположена горизонтально в плоскости рамы. Рама участвует в движении самолета. Предположим, что самолет отклоняется от заданного курса в горизонтальной плоскости на угол Θ. Если в подпятниках оси ZZ нет никакого трения, то к внешнему кольцу не будет приложено вращающего момента, и ротор не будет участвовать в повороте самолета и рамы на угол Θ. Пилоту будет казаться, что гироскоп повернулся относительно оси ZZ на угол, равный Θ, хотя на самом деле на этот угол повернутся рама и самолет, а ось ротора будет иметь прежнее направление. На практике трение в подпятниках оси ZZ не может быть полностью устранено. Поэтому при повороте самолета на угол Θ на внешнее кольцо начнет действовать небольшой вращающий момент



Фиг. 34.

трения, направление которого совпадает с направлением отклонения самолета от заданного курса. Этот вращающий момент вызовет прецессию ротора гироскопа относительно горизонтальной поперечной оси YY, а не вращение вокруг оси ZZ. Следовательно, пилоту попрежнему будет казаться, что ось гироскопа поворачивается относительно рамы на угол Θ вокруг оси ZZ, хотя в этом случае наличие трения в подпятниках вертикальной оси вызовет, кроме того, медленное вращение оси XX относительно поперечной оси YY. Если бы прецессия продолжалась достаточно долго, то ось XX приняла бы вертикальное положение и гироскоп перестал бы действовать надлежащим образом. Однако, так как трение в подпятниках оси ZZ очень мало, то отклонение Θ, вообще говоря, будет скорректировано задолго до наступления этого момента.

Отклонение от заданного курса корректируется вследствие того, что кажущееся угловое движение Θ гироскопа относительно рамы вызывает пропорциональное отклонение руля.



Фиг. 35.

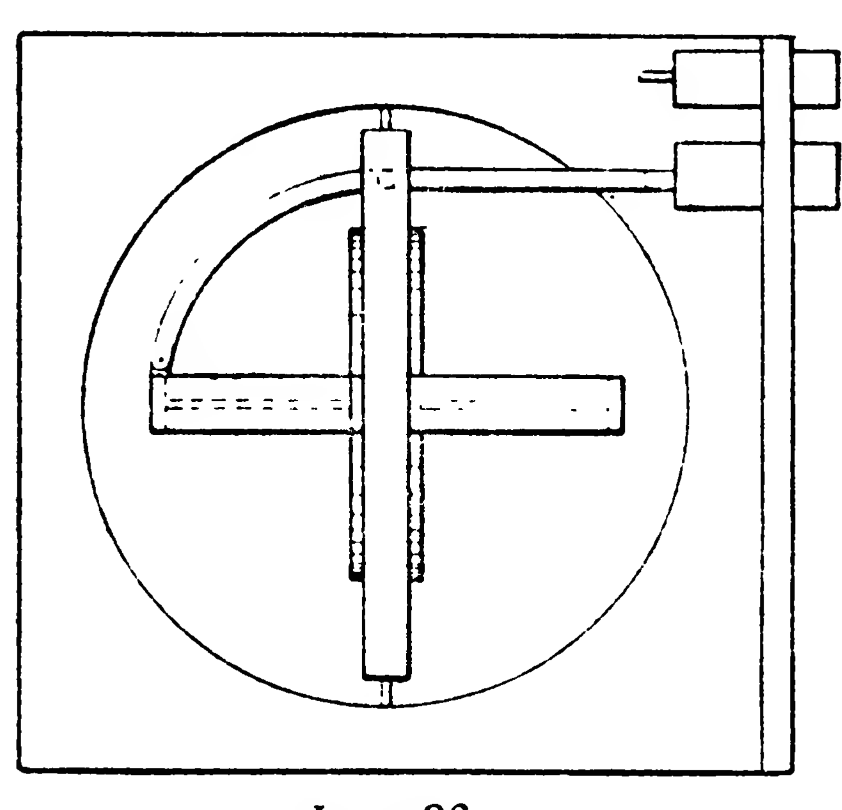
На фиг. 35 дан вид гироскопа сверху. Внешнее кольцо его связано с поршнем золотника D, укрепленного на раме. При движении рамы и корпуса золотника относительно гироскопа золотник открывается и впускает сжатый воздух в зависимости от направления вращения рамы в правую или левую часть цилиндра сервомотора. Поршень сервомотора соединен с курсовым рулем.

Для того чтобы обеспечить пропорциональность между отклонением руля и углом Θ и для того чтобы отклонение руля не достигало максимума при малейшем передвижении поршня золотника, необходимо ввести следящее устройство.

Следящее устройство должно обеспечить следование корпуса золотника за движениями его поршня. Для этого раму C (фиг. 34) укрепляют не неподвижно относительно самолета, как предполагалось выше, а так, чтобы она могла свободно вращаться относительно вертикальной оси, совпадающей с осью ZZ внешнего кольца. Руль поворота соединяется при помощи тяг E с рамой. При повороте сервомотором руля движение последнего передается обратно к раме, которая поворачивается вокруг оси ZZ до тех пор, пока корпус золотника и его поршень не окажутся в прежнем положении относительно друг друга. Необходимо заметить, что все сказанное выше о действии следящего устройства справедливо только потому, что угол Θ на самом деле принимает лишь незначительные величины, гораздо меньшие, чем показано для наглядности на фиг. 35. Несмотря на то, что в действительности рама может вращаться относительно вертикальной оси, первональ-

ное предположение о том, что в начале она поворачивается вместе с самолетом на угол Θ, остается справедливым. Как было указано, рама связана с рулевым приводом тягами *E*, поэтому до тех пор, пока руль неподвижен относительно корпуса самолета, рама может рассматриваться как жестко связанная с корпусом.

Очевидно, в автопилоте должно быть предусмотрено устройство, при помощи которого пилот мог бы вручную изменять направление оси гироскопа. Это необходимо для того, чтобы пилот мог устанавливать заданный курс в начале полета или изменять курс во время полета. Кроме того, даже при наилучшем выполнении гироскопа ось его может отклониться от начального направления вследствие ряда незначительных толчков, действующих во время полета на поперечную ось фрикционным или каким-либо другим способом. Поэтому время от времени пилот должен сравнивать при помощи имеющегося у него компаса направление движения самолета с заданным курсом и в случае необходимости корректировать положение оси гироскопа. Корректирование сводится к тому, чтобы заставить ось гироскопа прецессировать относительно вертикальной оси *ZZ* на требуемый угол. В соответствии с законами движения гироскопа эту прецессию можно получить, приложив момент, действующий относительно поперечной оси *YY*, в нужном направлении. Этот момент прикладывается к гироскопу при помощи изогнутого стержня (фиг. 36), соединенного с внутренним кольцом гироскопа и с золотником, приводимым в действие сжатым воздухом. Этот золотник укрепляется на раме, ниже золотника, управляющего сервомотором, и приводится в действие рукояткой, передвигаемой пилотом вручную.



Фиг. 36.

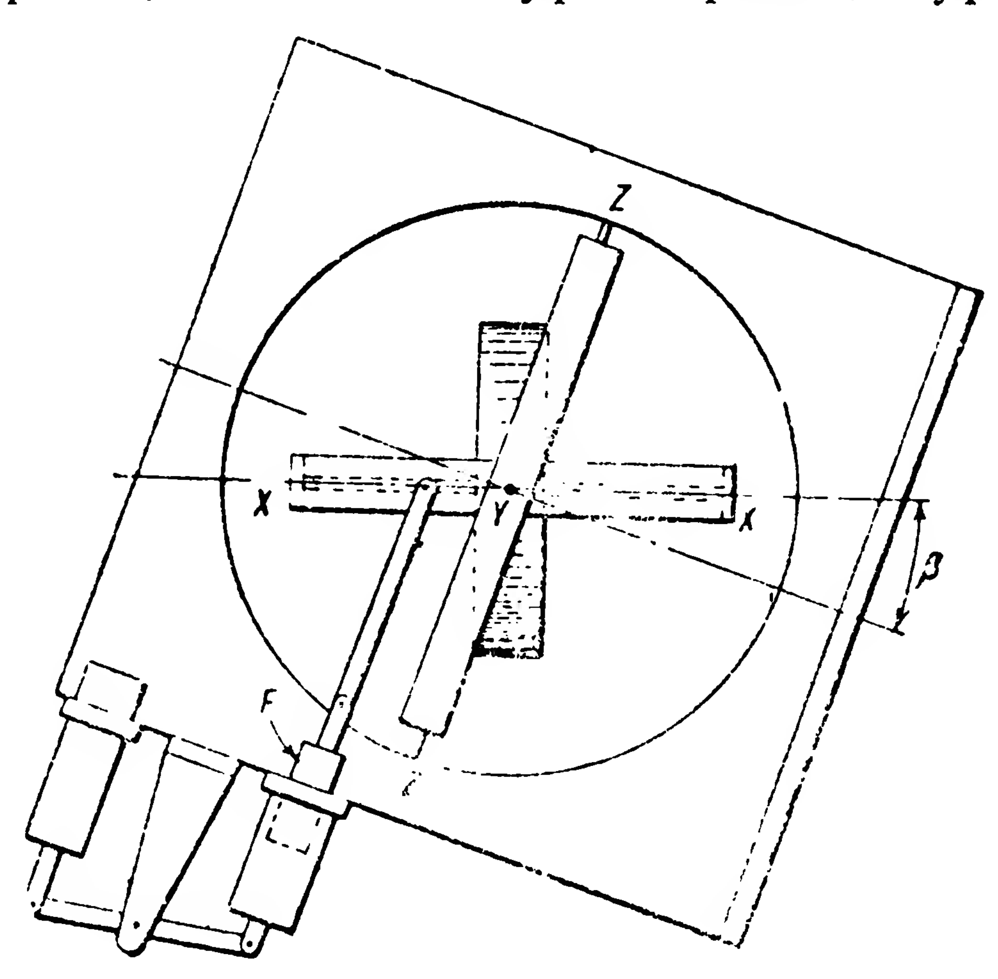
Контроль продольного крена

Очевидно, что гироскоп, установленный так, как показано на фиг. 34, чувствителен не только к отклонениям от курса, но и к поворотам самолета относительно поперечной оси (продольному крену). Если самолет, а вместе с ним и рама, поворачиваются относительно оси *YY* или вокруг какой-либо другой оси, параллельной *YY*, то вращающий момент, передаваемый ротору гироскопа, будет равен моменту, который передается от внешнего к внутреннему кольцу благодаря трению в подшипниках оси *YY*. Этот момент заставит гироскоп прецессировать относительно оси *ZZ*, а не относительно оси *YY*.

Следовательно, при повороте самолета на угол β вокруг поперечной оси ось ротора (фиг. 37) сохранит прежнее направление, а внутреннее кольцо передвинется относительно рамы. Это движение пере-

дается от внутреннего кольца небольшому вспомогательному золотнику-реле F, прикрепленному к раме. Золотник-реле F служит для впуска сжатого воздуха в ту или иную часть цилиндра золотника сервомотора, управляющего положением руля высоты. Требуемое следящее движение получается путем соединения руля высоты боуденовским тросом с корпусом золотника этого сервомотора.

Необходимо отметить, что в то время, как золотник D сервомотора, управляющего курсовым рулем (фиг. 35), приводится в действие непосредственно гироскопом, золотник сервомотора, управляющего рулем высоты, приводится в действие при помощи промежуточного силового реле. Это различие нуждается в пояснении. Всякое усилие, действующее на гироскоп вокруг поперечной оси YY, вызывает прецессию вокруг вертикальной оси ZZ. Поэтому при наличии такого усилия самолет не может строго сохранять заданный курс. Правда, курс можно корректировать время от времени вручную, но для уменьшения необходимости в таких поправках желательно, чтобы момент сопротивления, прикладываемый к оси YY гироскопа, был по возможности незначительным. Именно по этой причине золотник сервомотора, управляющего рулем, приводится в действие силовым реле, а не непосредственно гироскопом.

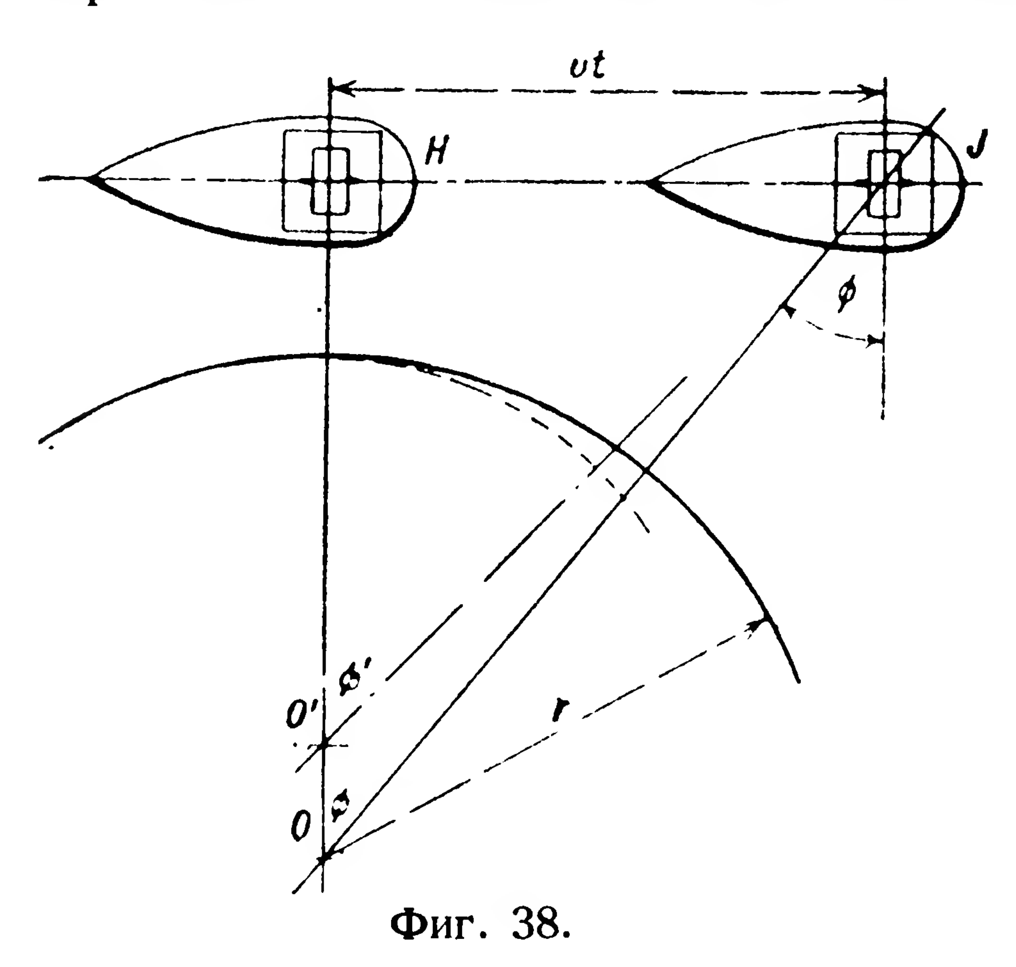


Фиг. 37.

Неправильно думать, что момент сопротивления, приложенный к вертикальной оси ZZ, имеет меньшее значение, чем момент сопротивления, приложенный к оси YY. В действительности он имеет, по крайней мере, такое же значение. Фрикционное или какое-либо другое сопротивление, испытываемое гироскопом во время вращения самолета вокруг оси ZZ при отклонении его от заданного курса, заставляет гироскоп прецессировать вокруг поперечной оси YY. Поэтому наличие момента сопротивления относительно оси ZZ ухудшает управляемость рулем высоты. Это обстоятельство может иметь весьма серьезные последствия, поскольку выравнивание самолета в горизонтальной плоскости не может быть предоставлено ручному управлению пилота, как в случае управления курсом. Поэтому выравнивание в горизонтальной плоскости совершается автоматически, как будет выяснено ниже. Ввиду наличия средств для автоматического исправления эффекта момента сопротивления, действующего вокруг вертикальной оси, силовое реле, освобождающее гироскоп от необходимости производить некоторое усилие при воздействии на золотник D сервомотора, управляющего рулем, становится излишним.

Мы пояснили, каким образом один и тот же гироскоп используется как индикатор отклонения от заданного курса и как индикатор наклона относительно поперечной оси. Перед описанием способа, каким он выполняет третью функцию, а именно — вторичного индикатора, измеряющего скорость удаления или возвращения самолета к заданному курсу, необходимо рассмотреть одно предъявляемое к нему требование.

Предположим, что во время полета, начинающегося в H (фиг. 38), ось гироскопа находилась в горизонтальном положении. Тогда благодаря действию описанной выше системы управления рулем высоты в точке J продольная ось самолета окажется направленной под некоторым углом к местной горизонтали. Очевидно, что для обеспечения горизонтального полета ось гироскопа не должна все время оставаться параллельной своему первоначальному направлению, а прецессировать вокруг поперечной оси YY с такой скоростью, чтобы она всегда располагалась под прямым углом к местному направлению силы тяжести. Так, полный угол прецессии между H и J должен равняться Φ (фиг. 38). Если v — скорость самолета, а t — время, в течение которого самолет пролетает путь от H к J, то расстояние HJ будет равно vt. Так как высотой полета над поверхностью Земли по сравнению с радиусом r Земли можно пренебречь, то $\operatorname{tg} \Phi = vt/r$. С достаточной степенью точности можно заменить $\operatorname{tg} \Phi$ через Φ и написать $\Phi/t = v/r$. Следовательно, скорость прецессии оси гироскопа вокруг оси YY определяется скоростью самолета и радиусом Земли. Значение r зависит от направления полета и широты, на которой находится самолет. При полете по какому-либо из меридианов или по экватору радиус r будет равен полному радиусу Земли, т. е. примерно 6 400 *км*. Следовательно, если, скажем, $v = 320$ *км/час*, то требуемая скорость прецессии оси гироскопа будет равна 3° в час. При полете с востока на запад или с запада на восток на широте 60° скорость прецессии должна быть в два раза больше, так как самолет летит по кругу, диаметр которого в два раза меньше экваториального диаметра.



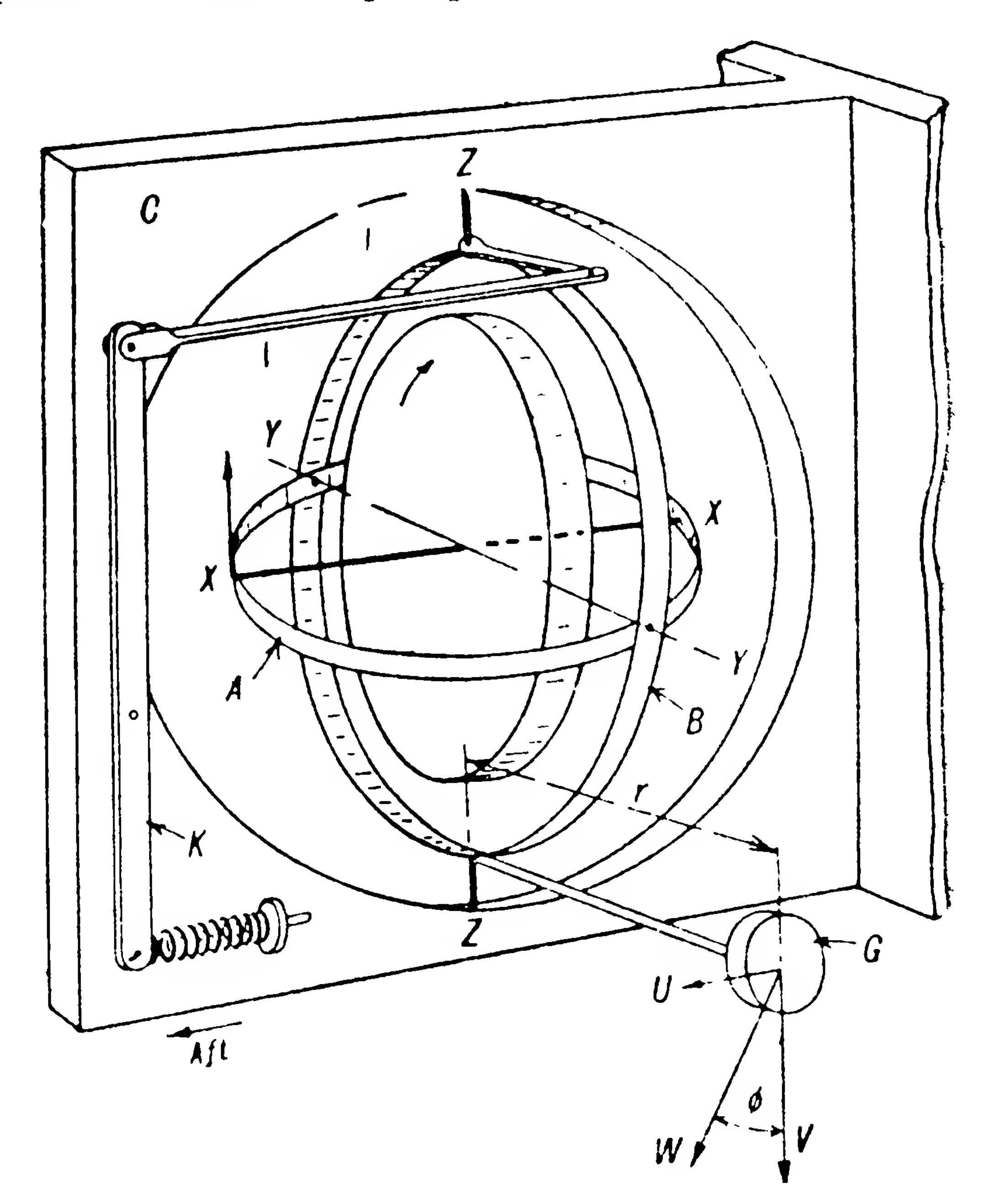
Фиг. 38.

Итак, очевидно, что для управления движением самолета относительно поперечной оси необходимо нарушить основное свойство гироскопа, а именно — сохранять направление своей оси параллельным ее первоначальному направлению. Гироскоп должен медленно прецессировать вокруг поперечной оси YY. В соответствии с основными законами движения гироскопа, эта прецессия может быть полу-

чена путем приложения к гироскопу момента относительно вертикальной оси ZZ.

Из фиг. 38 видно, что какими бы ни были скорость, широта или направление полета, прецессия должна происходить всегда в одном и том же направлении, при котором передний конец оси будет наклоняться вниз.

Способ приложения момента вокруг оси ZZ для получения требуемой прецессии (фиг. 39) основан на применении груза G, насаженного на стержень, и рычага K. Стержень прикреплен к внешнему кольцу гироскопа и находится с ним в одной плоскости. Верхний конец рычага K соединен с другим стержнем, также прикрепленным к внешнему кольцу и находящимся в одной плоскости с ним; нижний конец рычага K находится под действием пружины, силу которой может регулировать пилот.



Фиг. 39.

Рассмотрим сначала эффект действия одного груза G. В начале полета, т. е. в точке H (фиг. 38), сила тяжести V (фиг. 39) направлена вертикально вниз, т. е. параллельна ZZ и поэтому не создает момента относительно этой оси. Если бы самолет продолжал летать по прямой линии, то в некоторый момент, соответствующий его нахождению в точке J (фиг. 38), сила тяжести, действующая на груз G, была бы направлена под углом Φ к первоначальному направлению.

Для этого направления сила тяжести W (фиг. 39) может быть разложена на две составляющих, одна из них U и будет создавать вращающий момент относительно ZZ. В случае вращения ротора гироскопа в направлении, показанном на фиг. 39, этот момент заставит прецессировать ось гироскопа по часовой стрелке. Эта прецессия вызовет поворот руля высоты при помощи механизма, изображенного на фиг. 37, и поставит руль в нормальное положение относительно оси гироскопа. В этом движении будут участвовать ось ZZ и внешнее кольцо. После того, как самолет повернется на угол Φ, составляющая U исчезнет и прецессия ротора гироскопа вокруг оси YY прекратится. Новое положение самолета, очевидно, будет совпадать с местным горизонтом в J (фиг. 38).

На практике перестановка оси и следование за нею самолета происходит не скачками, а непрерывно, или скачками, но через настолько малые промежутки времени, что их можно рассматривать как происходящие непрерывно. Однако в течение некоторого времени будем попрежнему считать, что указанные действия происходят скачками через конечные постоянные промежутки времени t. Если скорость v самолета увеличится, то расстояние HJ, пролетаемое за время t, также увеличится и поэтому угол Ф, образовавшийся в конце промежутка времени t, будет бо́льшим, чем прежде. Следовательно, прецессионный момент, создаваемый грузом G в J и скорость прецессии вокруг оси YY увеличатся. Поэтому можно утверждать, что скорость прецессии вокруг оси YY прямо пропорциональна скорости v самолета. Представим теперь, что радиус Земли сократился на расстояние OO' (фиг. 38). Тогда в конце промежутка времени t угол Ф станет равным Ф$'$ и будет бо́льшим, чем прежде.

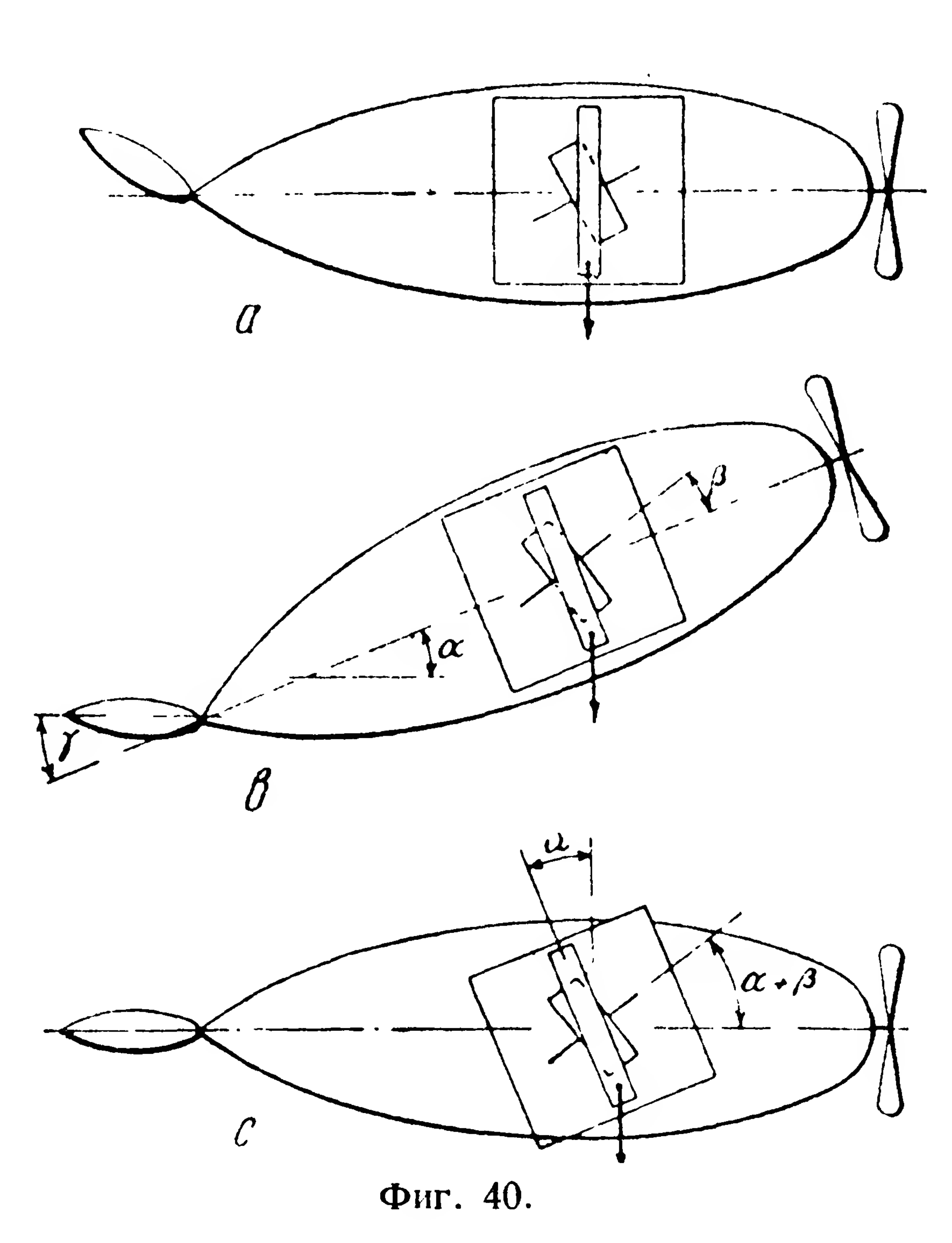
Следовательно, прецессионный момент и скорость прецессии в J опять увеличатся. Отсюда следует, что скорость прецессии обратно пропорциональна радиусу Земли. Соединяя полученные результаты, приходим к выводу, что скорость прецессии во все моменты времени пропорциональна v/r. Поэтому, независимо от величины скорости, широты или направления полета, груз G заставит ось гироскопа прецессировать вокруг YY именно с той скоростью, которая необходима для того, чтобы она всегда оставалась паралелльной местной горизонтали. Этот результат имеет большое практическое значение. Если бы он не был справедлив, то при всяком изменении скорости самолета или направления полета, происходящем не на экваторе, потребовалось бы личное участие пилота в регулировании скорости прецессии.

Следует заметить, что наличие груза G представляет собой все, что необходимо для прецессирования гироскопа вокруг оси YY со скоростью, необходимой для его следования за кривизной Земли. Вообще говоря, этот груз предназначен для того, чтобы заставлять прецессировать ось гироскопа до тех пор, пока самолет при помощи механизма, изображенного на фиг. 37, не примет такого положения, при котором груз перестанет создавать вращающий момент относительно оси ZZ. Таким образом ось гироскопа и самолет стремятся к горизонтальному положению просто потому, что когда самолет находится в горизонтальном положении, то сила тяжести, действующая на груз G вертикально вниз, перестает производить вращающий момент относительно ZZ.

Рычаг K присоединен к внешнему кольцу таким образом, чтобы при помощи пружины, прикрепленной к его нижнему концу, к этому кольцу можно было прикладывать вращающий момент относительно оси ZZ, противоположный по направлению вращающему моменту, создаваемому составляющей U силы тяжести (фиг. 39), действующей на груз G. Он предназначен для создания эффекта, эквивалентного местному изменению направления силы тяжести. Это необходимо в тех случаях, когда ось должна все время сохранять не горизонтальное направление, а направление, составляющее с горизонталью некоторый

угол, задаваемый силой натяжения пружины, прикрепленной к нижнему концу рычага K.

Для пояснения этого предположим, что когда ось ротора и самолет находятся в горизонтальном положении, пружина создает вращающий момент, приложенный к внешнему кольцу и действующий относительно оси ZZ. Вследствие действия этого момента ось ротора будет прецессировать вокруг оси YY, причем верхний конец ее поднимется (фиг. 40, *a*). В результате механизм, изображенный на фиг. 37, заставит руль высоты повернуться вверх, самолет начнет следовать за осью и займет положение, показанное на фиг. 40, *b*. Рама гироскопа, а следовательно, и внешнее кольцо участвуют в этом наклоне вверх, вследствие чего начинает действовать груз G, создающий противодействующий пружине момент относительно ZZ. Прецессия оси прекратится, когда оба момента станут равными друг другу. Предположим, что в этот момент угол, под которым самолет поднимается вверх, равен α, угол наклона оси ротора по отношению к продольной центральной оси самолета равен β и угол поворота руля высоты равен γ. Произведем теперь две операции. Во-первых, удлиним проволоки, управляющие рулем высоты, настолько, чтобы угол поворота γ руля высоты стал равным нулю. Тогда самолет снова начнет стремиться к горизонтальному положению. Во-вторых, при возвращении самолета к горизонтали, наклоним раму гироскопа на угол α (см. фиг. 40, *c*). Наклон рамы заставит груз G продолжать противодействие вращающему моменту пружины. Поэтому ось ротора прекратит прецессировать и остановится в положении, наклоненном вверх под тем же углом $\alpha + \beta$ к горизонтали, под которым он был наклонен на фиг. 40 *b*.



Фиг. 40.

Две указанных операции производятся непрерывно и возможность их выполнения предусматривается при установке оборудования на самолете. Общий эффект их заключается в том, что когда самолет летит в горизонтальном направлении, ось гироскопа не горизонтальна, как мы предполагали прежде, а наклонена к горизонтали под углом

$\alpha+\beta$ (фиг. 40, *c*). Угол α очень мал, а угол β порядка 10—15°. Этот наклон оси, по крайней мере в первом приближении, не изменяет общего характера поведения автопилота, описанного выше. Описание действия автопилота, основанное на предположении, что ось остается горизонтальной, остается справедливым. Единственное изменение, которое необходимо ввести в ход рассуждений, заключается в том, что мы должны представить себе, что самолет стремится расположиться не параллельно оси гироскопа, а под углом $\alpha+\beta$. Наклон оси, как это будет пояснено в следующем параграфе, имеет большое значение для третьей задачи, выполняемой гироскопом, состоящей в создании добавочного отклонения руля, необходимого для получения демпфирующего момента относительно вертикальной оси самолета.

Мысль о применении груза G в целях автоматического приложения момента относительно вертикальной оси ZZ очень проста. Однако она неожиданно оказывается связанной с некоторым усложнением. Так как груз чувствителен к центробежному или какому-либо другому ускорению, испытываемому самолетом, то он в некоторые моменты времени может создавать нежелательный вращающий момент, могущий нарушить правильность действия гироскопа. Для устранения этого недостатка груз G разделяют на две части, соединенные так, чтобы они действовали на гироскоп совместно, поскольку речь идет о силе тяжести, и чтобы эффект, производимый ускорением на одну из частей, был направлен навстречу эффекту, производимому ускорением на другую часть, и компенсировал его.

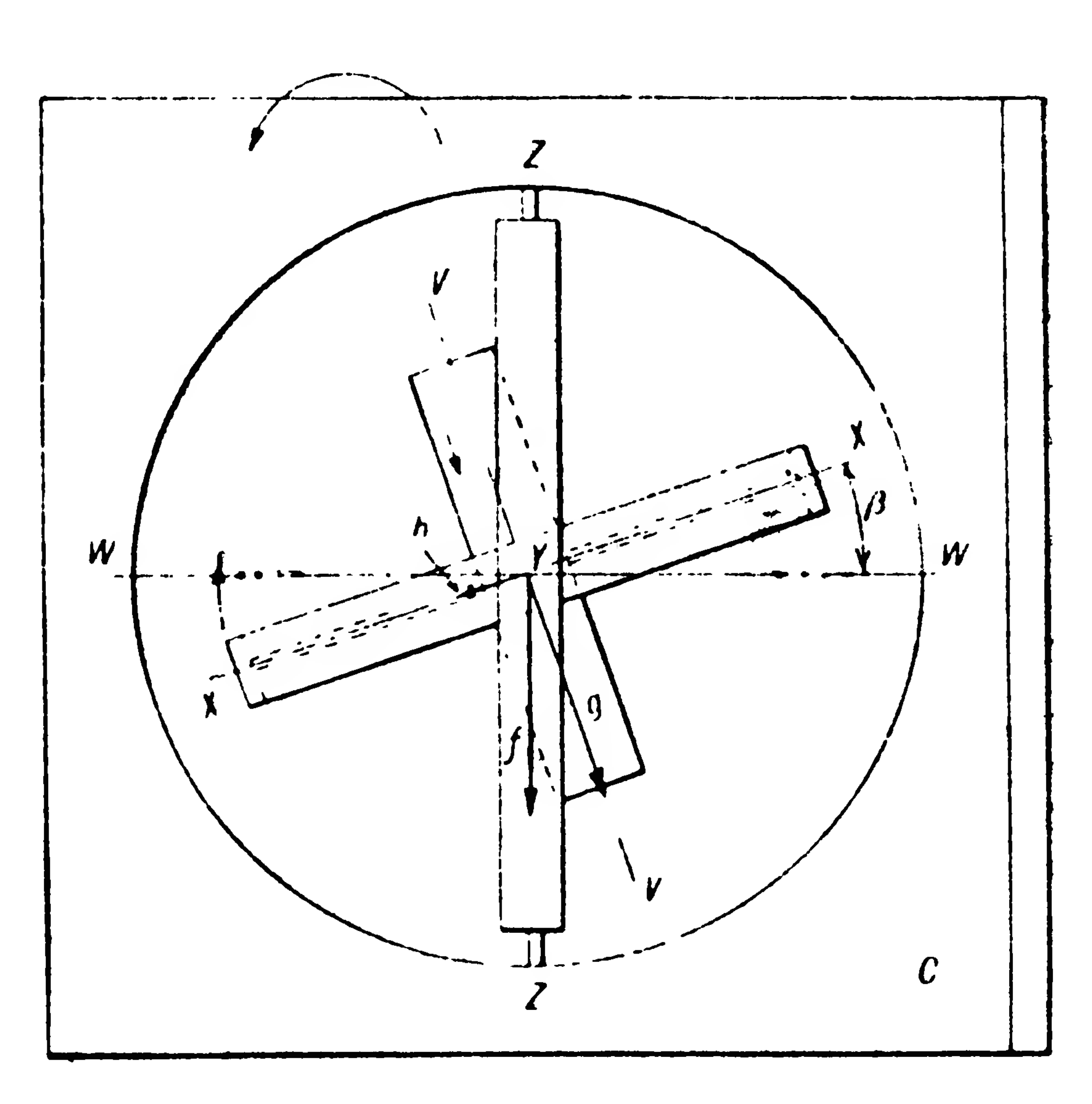
Получение демпфирующего момента

Как было указано выше, ось ротора гироскопа в нормальных условиях располагается под некоторым углом к горизонтали. Так располагают ось с целью сделать гироскоп чувствительным к наклону вокруг продольной оси, появляющемуся при движении самолета по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости, и воздействовать на курсовой руль таким образом и в таком направлении, чтобы к восстанавливающему моменту, создаваемому гироскопом, добавлялся демпфирующий момент нужной величины и направления. Так как угол наклона самолета относительно его продольной оси, как отмечалось выше, является мерой угловой скорости самолета при движении по криволинейной траектории, то полное отклонение руля, созданное таким образом, будет удовлетворять основным требованиям для получения затухающих колебаний самолета относительно заданного курса.

На фиг. 41 изображен гироскоп, у которого передний конец оси ротора поднят вверх на угол β по отношению к горизонтали. Рассмотрим последовательно влияние на гироскоп движений рамы относительно каждой из трех главных осей YY, ZZ и WW.

При вращении рамы вокруг оси YY на гироскоп будет действовать лишь небольшой момент трения в подшипниках. Этот момент вызовет прецессию вокруг диаметра VV, расположенного под прямым углом к оси YY, а не вращение вокруг YY: наклоны рамы вокруг поперечной оси не влияют на угол наклона β оси ротора гироскопа к го-

ризонтали. Поэтому наклоны рамы, представляя собой движение относительно внутреннего кольца гироскопа, будут приводить в действие рулевой привод, независимо от того, равен или не равен нулю угол β. Отсюда следует, что наклон оси ротора на угол β не лишает гироскоп возможности служить индикатором вращательного движения самолета относительно поперечной оси и не влияет на производимое им корректирующее движение руля высоты. Очевидно это утверждение справедливо для любого значения β. Даже если $\beta = 90°$, т. е. ось ротора гироскопа параллельна оси ZZ, то и тогда гироскоп попрежнему остается чувствительным к вращению относительно поперечной оси YY.



Фиг. 41.

При вращении рамы вокруг оси ZZ на гироскоп будет действовать лишь небольшой момент трения в подшипниках оси ZZ, который заставит гироскоп прецессировать относительно оси YY, а не вращаться вокруг оси ZZ. Следовательно, при вращении рамы вокруг ZZ ось ротора гироскопа будет оставаться в невозмущенном положении в вертикальной плоскости, в которой он и рама находились сначала. Поэтому вращение рамы, представляя собой движение ее относительно внешнего кольца гироскопа, при помощи сервомотора, управляемого внешним кольцом, будет вызывать движение курсового руля. Другими словами, наклон оси гироскопа на угол β не нарушает правильности действия гироскопа в качестве индикатора и корректора угловых отклонений в горизонтальной плоскости. Однако очевидно, что это утверждение справедливо не при всех значениях β. Если $\beta = 90°$, то ось ротора гироскопа будет совпадать с осью вращения ZZ, и гироскоп потеряет чувствительность к углам отклонения в горизонтальной плоскости. Эта чувствительность, измеряемая углом поворота рамы относительно внешнего кольца гироскопа, при повороте самолета вокруг вертикальной оси максимальна, когда ось ротора расположена под прямым углом к ZZ, т. е. когда $\beta = 0$, и уменьшается до исчезающе малой величины по мере возрастания β до 90°. Чувствительность уменьшается вместе с отклонением руля. Отсюда следует, что восстанавливающий момент, прикладываемый рулем для корректирования данного отклонения от установленного курса, изменяется вместе с величиной угла наклона β.

Рассмотрим, наконец, как влияет вращение рамы вокруг оси WW на гироскоп с наклонной осью. Даже в случае полного отсутствия трения или какого-либо другого момента сопротивления, приложенного к осям ZZ и YY, вращение самолета относительно продольной оси вызовет вращение внутреннего кольца гироскопа. Если самолет наклоняется на правый борт, то на ближайший к читателю конец оси YY будет действовать сила f, направленная вниз (фиг. 41). Эта сила может быть разложена на две составляющих: g, перпендикулярную оси ротора гироскопа и поэтому не влияющую на гироскоп, и h, параллельную этой оси. Составляющая h вместе с другой составляющей, действующей на противоположном конце оси YY, образует момент вокруг оси VV, который, как следует из основного закона движения гироскопа, изложенного в пятой статье, заставляет прецессировать ротор и внутреннее кольцо вокруг оси YY. Если самолет наклоняется на правый борт и вращающий момент, действующий на ротор гироскопа, направлен, как показано на фигуре, то прецессия происходит по часовой стрелке. При этом она уменьшает угол наклона β и, следовательно, усиливает реакцию гироскопа на поворот относительно вертикальной оси. Если самолет наклоняется на левый борт, то прецессия увеличивает угол β и поэтому уменьшает реакцию гироскопа.

Из этого анализа очевидно, что наклон оси ротора вызывает изменение в отклонении руля, величина которого определяется углом наклона самолета вокруг продольной оси, появляющегося при его вращении вокруг вертикальной оси. Другими словами, вследствие наклона оси ротора гироскопа отклонение руля становится зависимым от углов поворота самолета относительно и вертикальной и продольной оси. Таким образом гироскоп в британском автопилоте объединяет функции магнитного компаса и несвободного гироскопа, применяемого в автопилоте Сименса, наклон же оси производит такой же эффект, как и рычаги, вводимые в автопилот Сименса для суммирования показаний магнитного компаса и несвободного гироскопа.

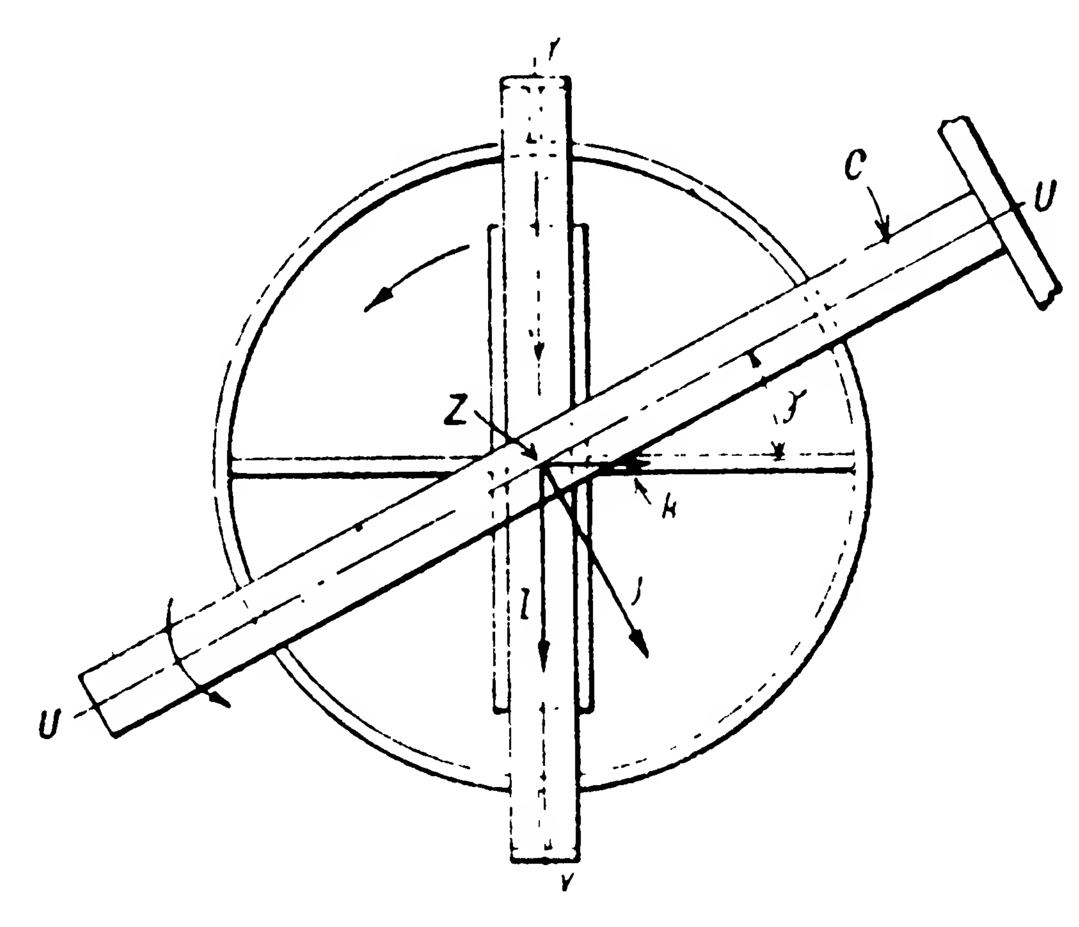
Не следует думать, что предыдущие замечания представляют собою полное объяснение способа получения демпфирующей составляющей в британском автопилоте. Полное объяснение потребовало бы рассмотрения общей теории устойчивости самолета — темы слишком обширной и сложной, для того чтобы ее можно было охватить в этих статьях.

Однако некоторые добавочные сведения, которые мы вынуждены были бы рассматривать при полном изложении вопроса, более или менее очевидны. Например, необходимо указать, что прецессия вокруг оси YY, возникающая у гироскопа с наклоненной осью при повороте судна вокруг оси WW, кроме изменения реакции гироскопа на вращение вокруг вертикальной оси, производит еще и другой эффект. Эта прецессия, являясь движением внутреннего кольца относительно рамы, приводит в действие механизм, связанный с рулем высоты. Таким образом можно было бы притти к выводу, что наклон оси ротора, создаваемый с целью демпфирования отклонений курсового руля, одновременно вызывает движение руля высоты, которое может

привести к колебаниям носа самолета вверх и вниз во время корректирования его отклонений от заданного курса.

Другое, пожалуй, менее очевидное соображение, которое должно было бы войти в полную трактовку вопроса, заключается в том, что введение наклона оси ротора можно рассматривать просто как добавочный прием, служащий для того, чтобы поворот вокруг оси WW мог изменить реакцию гироскопа при повороте вокруг оси ZZ. Боковая качка при наличии поворота вокруг оси ZZ изменяет реакцию гироскопа, даже если $\beta = 0$, а чистый поворот вокруг оси WW, при $\beta = 0$, не производит никакого эффекта.

На фиг. 42 дан вид сверху на гироскоп с осью ротора, находящейся в горизонтальной плоскости, при отклонении самолета на угол γ от заданного курса. В таком случае продольная ось UU самолета не будет совпадать с осью гироскопа, с которой она совпадала до начала вращения самолета вокруг вертикальной оси.



Фиг. 42.

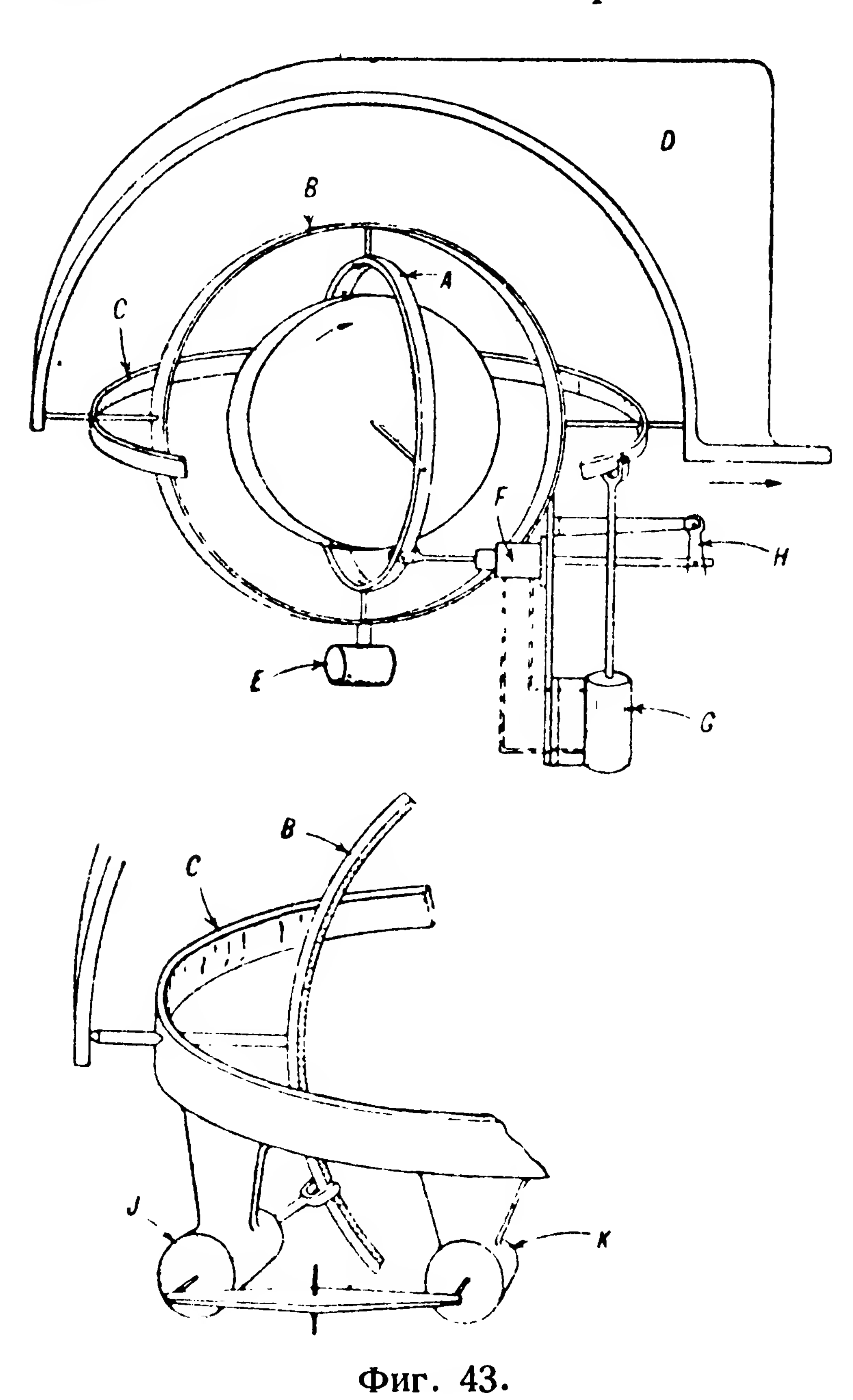
Сила j, возникающая при вращении вокруг продольной оси и приложенная к верхней части оси ZZ, может быть разложена на две составляющих. Одна из них l, перпендикулярная оси ротора, не производит никакого действия на гироскоп, а другая k, параллельная оси ротора, вместе с парной силой, действующей на нижнюю часть оси ZZ, образует момент вокруг поперечной оси YY. Под действием этого момента, если вращение самолета вокруг продольной оси и вращение ротора происходят в указанных на фиг. 42 направлениях, гироскоп прецессирует против часовой стрелки вокруг оси ZZ. Так как внешнее кольцо участвует в этой прецессии, то реакция гироскопа на появление угла отклонения γ от заданного курса, а поэтому и отклонения курсового руля, служащего для коррекции этого отклонения, уменьшаются. Нетрудно показать, что величина, на которую угол поворота самолета вокруг продольной оси уменьшает реакцию гироскопа на вращение вокруг вертикальной оси, может регулироваться путем изменения угла наклона β оси ротора относительно горизонтали.

Теперь ясно, что в действительности эффект, иллюстрируемый фиг. 41, должен складываться с эффектом, иллюстрируемым фиг. 42. В случае первого эффекта наклон самолета на правый борт увеличивает реакцию гироскопа на появление угла отклонения от курса, в то время как в случае второго эффекта такой же наклон уменьшает эту реакцию. Поэтому действительная реакция определяется разностью между обоими эффектами. Следует добавить, что ни один из

этих эффектов сам по себе недостаточен для получения правильно направленной во все моменты времени демпфирующей составляющей. Правильность направления действия последней зависит от того, насколько каждый из эффектов попеременно преобладает над другим.

Управление элеронами

В ряде случаев можно ограничиться автоматическим управлением самолетом относительно вертикальной и поперечной осей. Для этого достаточно одного гироскопического устройства, описанного выше. Однако для некоторых целей, например, для аэрофотосъемки, желательно иметь возможность управлять движением самолета и относительно третьей — продольной оси. Для этой цели в британском автопилоте применяется самостоятельное устройство, состоящее из второго, совершенно независимого от первого гироскопа, соединенного при помощи сервомотора с элеронами.



Фиг. 43.

Введение такого устройства для управления элеронами может вызвать следующее возражение. Если оно целиком выполняет свое назначение, то оно устраняет возможность наклона самолета вокруг продольной оси. Но тогда описанный выше способ демпфирования движений руля станет невозможным, так как если самолет не может наклоняться относительно продольной оси, то он будет вынужден совершать только плоские повороты. Однако описанный выше способ получения момента, демпфирующего движение руля, на практике оказывается вполне действительным даже в случае автоматического управления элеронами. Этот способ попрежнему может обеспечить необходимое затухание любого колебательного движения самолета в горизонтальной плоскости. Причина этого, без сомнения, заключается в несовершенстве устройства, управляющего элеронами.

Это устройство не может притти в действие до тех пор, пока самолет не наклонится хотя бы на незначительный угол относительно продольной оси.

Механизм для управления элеронами схематически изображен на фиг. 43. Принцип его действия основан на применении гироскопа, ротор которого вращается вокруг оси, нормально параллельной поперечной оси самолета.

Ротор помещен внутри кольца *A*, которое может вращаться на вертикальной оси внутри кольца *B*; последнее, в свою очередь, на горизонтальной оси может вращаться в кольце *C*, подвешенном к раме *D*, жестко связанной с самолетом.

Предположим сначала, что кольцо *C* неподвижно относительно рамы *D*, а следовательно, и относительно самолета. Кольцо *C* служит для вспомогательной цели, на которой остановимся несколько позже.

Если бы все кольца гироскопа могли вращаться, не испытывая в своих осях никакого сопротивления, то ось ротора гироскопа стремилась бы сохранять первоначальное направление, независимо от поворота самолета относительно вертикальной, поперечной или продольной оси. Нас больше всего интересует способность оси ротора сохранять положение при наличии поперечного крена, так как если гироскоп нечувствителен к наклонам относительно продольной оси, то в те моменты, когда самолет получает такой наклон, гироскоп будет передвигаться относительно рамы *D* или кольца *C* и это относительное движение может быть использовано для корректирующего передвижения элеронов. Предположим, например, что кольцо *B* вертикально, и будет оставаться вертикальным, даже если самолет начнет вращаться вокруг продольной оси. Присоединяя сервомотор, управляемый золотником, корпус которого прикреплен к раме *D* или к кольцу *C*, а поршень соединен с внешним кольцом *B*, получим возможность управлять элеронами. При наклоне самолета вокруг продольной оси поршень золотника остается неподвижным вместе с кольцом *B*, между тем как корпус золотника будет передвигаться относительно поршня.

Однако на практике трение в осях колец не может быть полностью устранено. Кроме того, так как относительное движение между кольцами *B* и *C* используется для приведения в действие золотника, то полной свободы движения гироскопа относительно его продольной оси не будет. В действительности устройство, описанное выше, может работать удовлетворительно только в течение короткого промежутка времени после настройки. Очень скоро небольшие прецессии, создаваемые трением в осях колец, нарастают до величины, достаточной для того, чтобы нарушить нормальное действие системы управления. Например, наличие трения в подшипниках вертикальной оси внутреннего кольца *A* создает небольшой момент, действующий на ротор гироскопа при каждом отклонении самолета от заданного курса. Этот момент вызывает прецессию ротора гироскопа и его колец вокруг продольной оси, вследствие чего вертикальное положение кольца *B* нарушается. Трение в подшипниках продольной оси внешнего кольца вызывает при

поперечном крене самолета прецессию гироскопа относительно вертикальной оси. Вследствие этого гироскоп приобретает чувствительность к наклонам самолета относительно поперечной оси и вскоре теряет способность сохранять кольцо *B* в вертикальном положении. Для устранения этих возмущающих эффектов в британской системе управления элеронами служат груз *E*, прикрепленный к самой низшей точке внешнего кольца, и система подачи сжатого воздуха, которые создают прецессионный момент, действующий на внешнее кольцо.

Действие этого устройства легче всего понять, предположив, что кольцо *B* по некоторой причине отклонилось от вертикального положения, которое мы хотим сохранять. Тогда благодаря грузу *E* относительно продольной оси кольца *B* начнет действовать момент силы тяжести, который заставит ротор гироскопа прецессировать относительно вертикальной оси внутреннего кольца *A*. Это кольцо связано с золотником *F*, который смонтирован на скобе, прикрепленной к внешнему кольцу, и регулирует подачу воздуха к цилиндру, смонтированному на той же скобе. Поршень этого сервомотора связан с кольцом *C* таким образом, что при впуске воздуха в цилиндр *G* реакция силы маленького сервомотора *G*, действующая на кольцо *C*, передается к внешнему кольцу *B* в виде момента, стремящегося повернуть его вокруг продольной оси. Соединения выполнены так, что прикладываемый таким способом момент противодействует и в конце концов уравновешивает создаваемый грузом *E* момент силы тяжести, действующий вокруг той же оси.

После достижения состояния равновесия кольцо *B* расположится под некоторым углом к вертикали, а кольцо *A* передвинется благодаря прецессии из начального перпендикулярного к кольцу *B* положения.

Но так как момент силы тяжести, действующий вокруг продольной оси, будет теперь компенсирован, то дальнейшая прецессия ротора гироскопа относительно вертикальной оси вместе с кольцом *A* прекратится. Из этого положения систему нужно перевести в первоначальное, при котором кольцо *B* вертикально, а кольцо *A* перпендикулярно к нему. Этот перевод создаст сила небольшой пружины *H*, действующая на конец штока поршня золотника *F*. Во время прецессии кольца *A* пружина *H* действует на поршень золотника и через него на кольцо *A* с силой, противодействующей прецессии. Следовательно, при достижении состояния равновесия, на которое мы указывали выше, единственным оставшимся моментом, действующим на гироскоп, является момент пружины *H*, прикладываемый к внутреннему кольцу. Под действием этого момента гироскоп прецессирует относительно продольной оси в направлении, требующемся для возвращения кольца *B* в начальное вертикальное положение. При возвращении кольца *B* к вертикали момент силы тяжести груза *E* уменьшается, между тем как момент, приложенный к цилиндру *G*, остается неизменным, и, следовательно, равновесие между обоими моментами нарушается. Результирующий момент, действующий вокруг продольной оси, заставляет прецессировать ротор гироскопа и внутреннее кольцо *A* вокруг вертикальной оси в таком направлении, чтобы это кольцо располо-

жилось перпендикулярно к внешнему кольцу B. Движение обоих колец продолжается до тех пор, пока кольцо B не займет вертикального положения, а кольцо A не расположится под прямым углом к нему. В этом положении груз E не создает момента вокруг продольной оси, и золотник F закрывает доступ сжатого воздуха в цилиндр G.

Таким образом, мы видим, что если кольцо B вследствие действия каких-либо возмущающих причин отклоняется от вертикали, то появляются силы, которые стремятся возвратить его к вертикали. На первый взгляд устройство может показаться очень сложным и требующим некоторых дополнительных деталей, помимо гироскопа, груза E и цилиндра G, который должен уравновешивать действие груза E. Всякое сомнение в рациональности этого устройства легко рассеять, изучая действия его с другой точки зрения.

Выше это устройство рассматривалось как гироскоп с некоторыми вспомогательными деталями. Но его можно также рассматривать и как маятник, состоящий из груза E и некоторых дополнительных гироскопических и других деталей. В качестве прибора, определяющего направление вертикали на судне или на самолете, маятник удовлетворителен до тех пор, пока тело, на котором он установлен, не имеет ускорения в направлении возможных колебаний маятника. В частности, маятник не позволяет правильно судить о направлении вертикали, если судно или самолет поворачиваются на курсе. «Центробежная сила», действующая на груз маятника, заставляет последний стремиться к положению покоя, наклоненному к истинной вертикали под некоторым углом, пропорциональным центростремительному ускорению.

С новой точки зрения устройство для управления элеронами, применяемое в британском автопилоте, можно рассматривать как состоящее из груза E и внешнего кольца B. Груз E может колебаться относительно продольной оси, на которой смонтировано кольцо B. Ротор гироскопа и добавленные к нему детали можно рассматривать как вспомогательные элементы, служащие для того, чтобы уравновешивать центробежный момент, который, вообще говоря, может вызвать баллистическое отклонение маятника во время поворота, противодействующим моментом вокруг продольной оси, создаваемым сервомотором G. С этой точки зрения пружину H можно рассматривать как вспомогательную деталь, требующуюся для возвращения ротора гироскопа в первоначальное положение после окончания поворота и исчезновения «центробежной силы», действующей на груз маятника. Чтобы баллистическое отклонение равнялось нулю, между моментом «центробежной силы», действующим вокруг продольной оси, и ему противодействующим вокруг той же оси моментом, создаваемым сервомотором G, должно быть точное соответствие. Если давление воздуха в цилиндре сервомотора неизменно, то второй момент постоянен, между тем как первый момент изменяется вместе с угловой скоростью и радиусом поворота. Отсюда следует, что рассматриваемое устройство может обеспечить плоский поворот без крена только при некоторой определенной скорости самолета. При других скоростях кольцо B будет отклоняться во время поворота от истинной вертикали. Однако

прибор можно отрегулировать так, чтобы он обеспечивал плоский поворот для любой заданной скорости. Регулировка производится изменением длины маятника или, другими словами, изменением расстояния груза *E* от продольной оси.

Так как кольцо *B* поддерживается все время вертикальным на прямом курсе и на поворотах, то для управления элеронами может быть использовано движение кольца *C* относительно кольца *B*, сопровождающее боковую качку. Обнаружение этого относительного движения производится, как показано на фиг. 43, при помощи чувствительного золотника-реле *J*, соединенного с золотником *K* управляющим сервомотором. Оба золотника, идентичные в отношении деталей друг другу, изображены на фиг. 37, которая поясняет устройство привода руля высоты. Они предназначены для освобождения внешнего кольца *B* от той работы, которую оно должно было бы совершать, если бы непосредственно приводило в действие золотник *K*. Этот золотник управляет впуском воздуха в цилиндр сервомотора, связанного с элеронами. Следящее движение, необходимое для того, чтобы отклонение элеронов было строго пропорционально углу наклона самолета относительно продольной оси, достигается путем установки золотников *J* и *K* на третье кольцо *C*. Это кольцо, как указывалось выше, не связано жестко с рамой *D*, а может свободно вращаться вокруг оси, являющейся продолжением продольной оси кольца *B*. Отклонение элеронов передается кольцу *C*, вследствие этого корпусы золотников следуют за движениями их поршней.

Необходимо заметить, что установка для управления элеронами создает отклонение элеронов, пропорциональное углу наклона самолета относительно продольной оси, но движение элеронов не регулируется в соответствии с угловой скоростью вращения самолета относительно данной оси. Это допустимо потому, что естественное сопротивление самолета наклону относительно продольной оси, в отличие от естественного сопротивления вращению относительно вертикальной оси, очень велико и само по себе достаточно для того, чтобы обеспечить затухание.

СТАТЬЯ X

АВТОПИЛОТ СПЕРРИ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Еще в 1912 г. д-р Сперри изобрел систему автоматического управления элеронами и рулями высоты самолетов. В самой первой установке которой был снабжен биплан Кертиса, автоматическое управление не распространялось на руль самолета. Поэтому система представляла собой скорее устройство, повышающее устойчивость самолета, чем автопилот в современном смысле этого слова.

Управление движениями самолета вокруг каждой оси осуществлялось при помощи индикаторов, содержащих два гироскопа, вращающихся в противоположных направлениях. При соответствующем расположении осей вращения роторов и надлежащем соединении колец каждой пары гироскопов индикатор, как утверждалось, был чувствителен к поворотам только вокруг одной из осей, но не чувствителен к поворотам самолета вокруг остальных осей. Роторы гироскопов приводились во вращение при помощи электричества. Гироскопы были соединены с золотником, регулирующим впуск сжатого воздуха в цилиндр сервомотора. Маленькая динамо, приводимая в движение мотором самолета, питала постоянным током гироскопы и переменным током радиотелеграф.

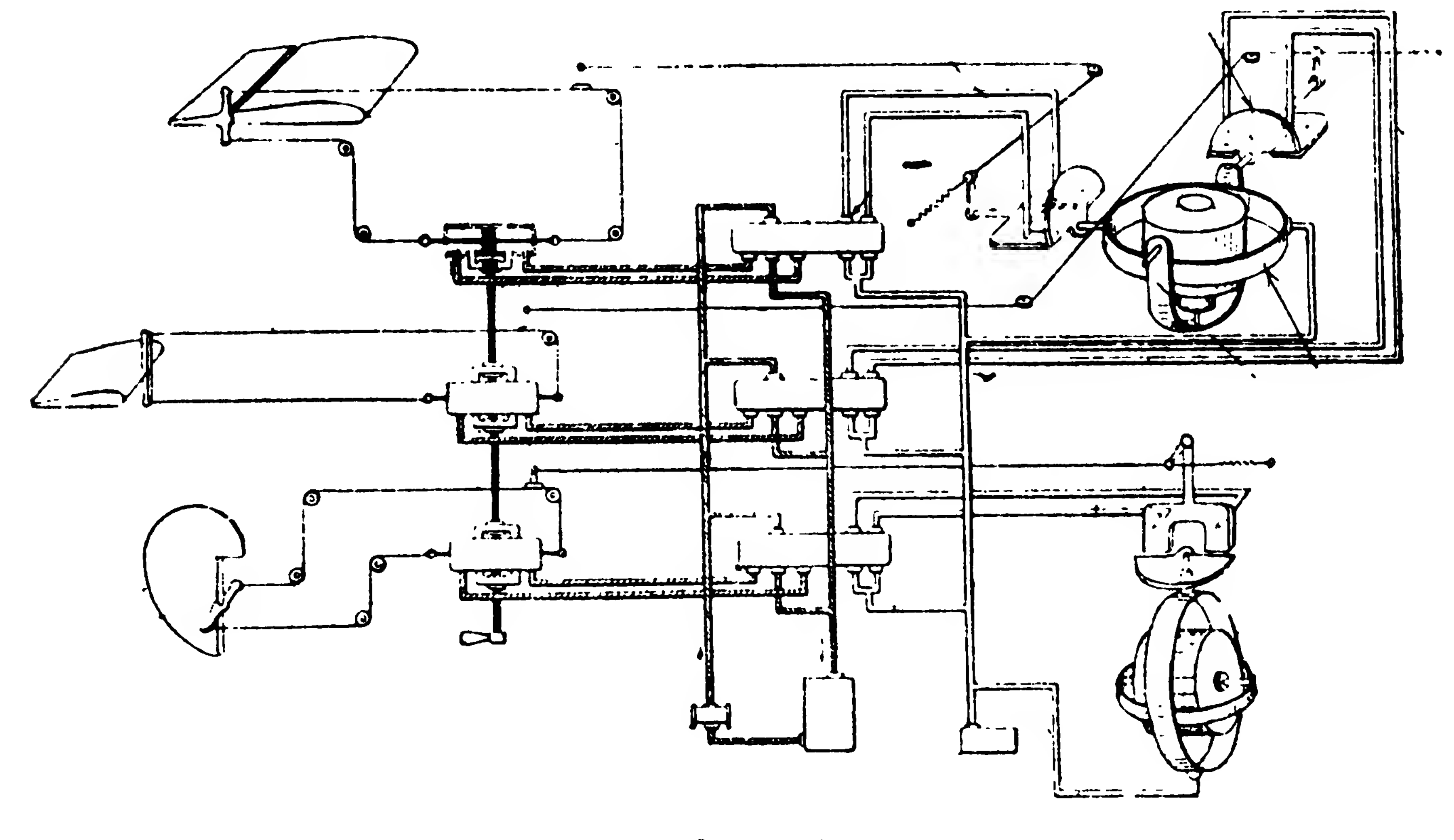
Кроме того, считалось очень важным регулировать отклонение элеронов или руля высоты в соответствии с поступательной скоростью самолета. В защиту этого приводилось соображение, что если бы одно и то же отклонение поддерживалось как при большой, так и при малой скорости самолета, то корректирующий момент мог бы достигнуть значения, достаточного для того, чтобы выбросить пилота из кабины или даже повредить самолет. Эта дополнительная регулировка производилась при помощи пластины анемометра, выставленной в поток встречного воздуха. Благодаря пружине пластина отходила назад на расстояние, пропорциональное скорости полета. Движение пластины приводило в действие электрический сервомотор, который производил пропорциональное передвижение рычага элерона или руля высоты. Таким образом отклонение органов управления, вызываемое гироскопическими индикаторами, корректировалось поступательной скоростью самолета.

При желании пилот мог выключать автоматическое управление при помощи небольшого воздушного клапана, расположенного на штурвале ручного управления.

Однако при попытке взлететь вверх под очень крутым углом автомат выключал ручное управление.

Так, если угол подъема был настолько велик, что уменьшал скорость самолета до значения, отличающегося менее чем на 8 *км* от скорости, при которой самолет переходит в скольжение на хвост, то анемометр автоматически выключал ручное управление и ставил руль высоты в более безопасное положение.

Необходимо заметить, что в этом автопилоте анемометр не предназначался для создания демпфирующего момента в воздействии на самолет элеронами и рулем высоты.



Фиг. 44.

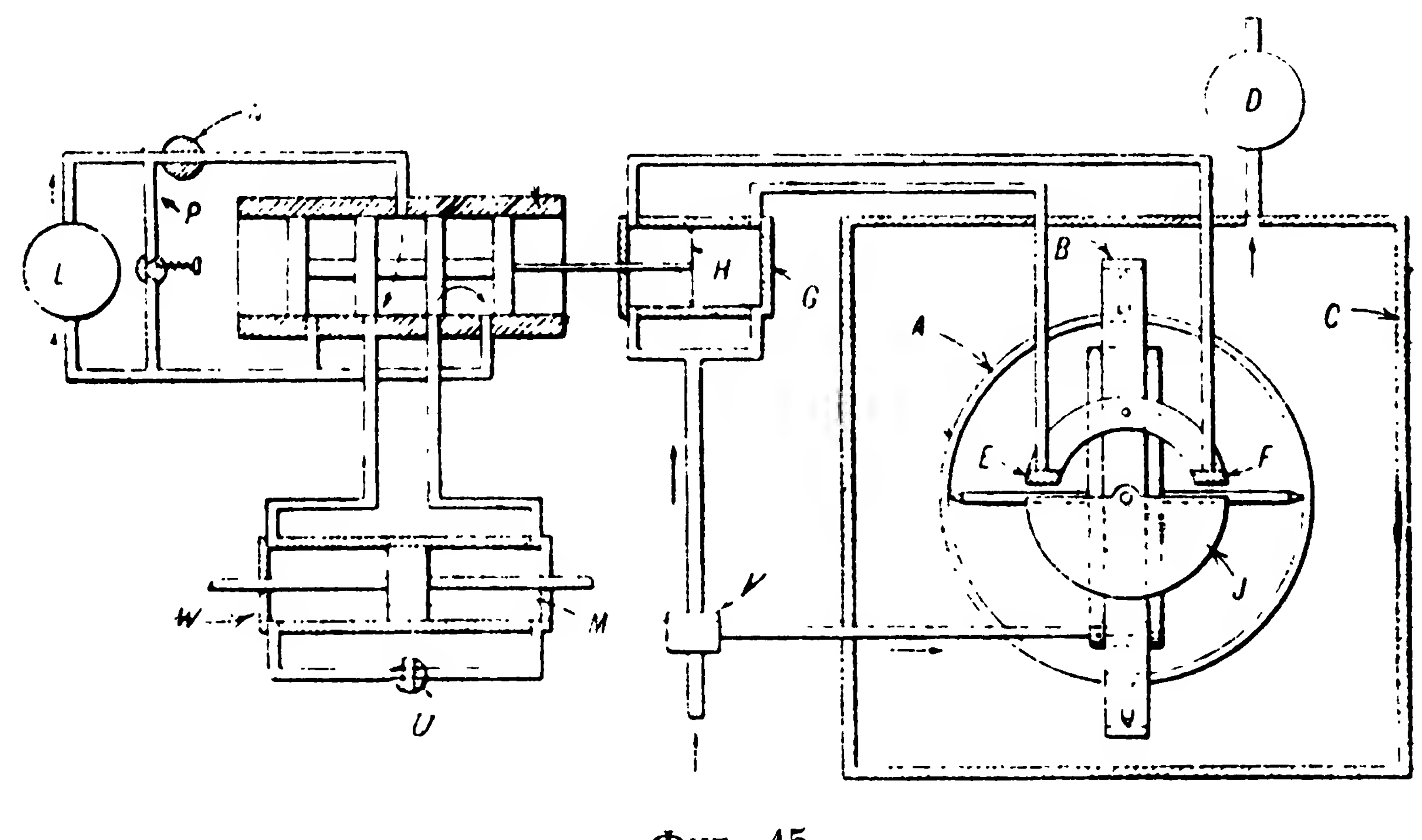
Однако весьма возможно, что, по крайней мере в отношении руля высоты, это устройство, не преднамеренно со стороны изобретателя, частично удовлетворяло требованиям общей теории автоматического регулирования, так как реакция анемометра на вращательное движение самолета вокруг его поперечной оси была или могла быть такой же, как и реакция трубки Пито, примененной двадцать лет спустя в автопилоте Сименса.

Современный автопилот Сперри управляет самолетом относительно всех трех осей вращения. Один гироскопический индикатор управляет положением курсового руля, а другой выполняет двойную роль, управляя элеронами и рулем высоты.

Система этого автопилота интересна в том отношении, что она не содержит никаких явных средств для получения демпфирующих составляющих, действующих вокруг какой-либо из трех осей. В отношении продольной оси это можно объяснить тем, что естественное сопротивление самолета вращению вокруг продольной оси обычно бывает достаточным для получения необходимого демпфирования. Подобное же замечание, но, пожалуй, с несколько меньшим правом, может быть сделано относительно естественного сопротивления враще-

нию вокруг поперечной оси. Однако же отсутствие искусственно создаваемой демпфирующей составляющей, помогающей естественному сопротивлению при вращении вокруг вертикальной оси, заслуживает специального исследования. Мы однако отложим рассмотрение этого вопроса, а сейчас перейдем к описанию некоторых деталей устройства.

На фиг. 44 приведен общий вид автопилота Сперри для самолетов. Принцип действия его легче понять из фиг. 45, на которой изображены некоторые детали системы управления курсовым рулем.



Фиг. 45.

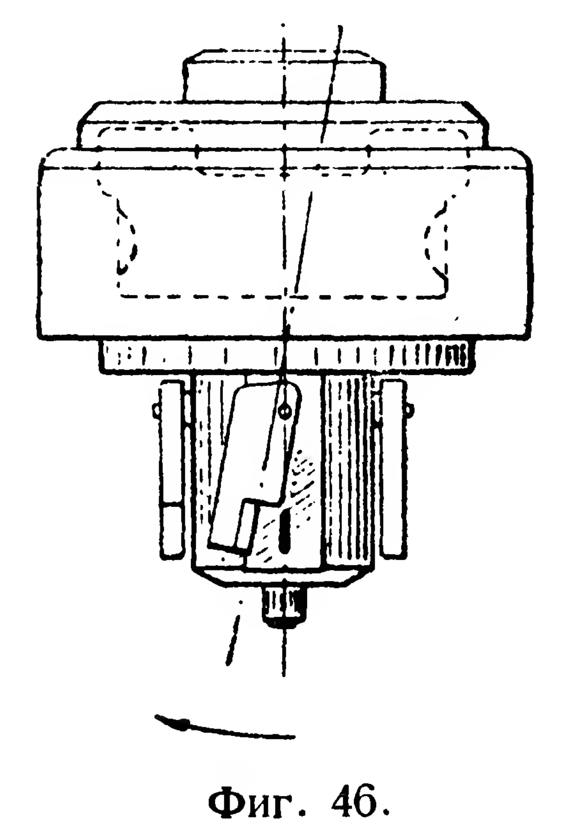
Гироскоп, показанный на фиг. 45 в плане, снабжен внутренним и внешним кольцами *A* и *B*. Ось ротора гироскопа расположена горизонтально, параллельно продольной оси самолета. Внешнее кольцо *B* может свободно вращаться вокруг вертикальной оси внутри корпуса *C*, жестко связанного с фюзеляжем самолета. Корпус участвует во всяком вращательном движении самолета относительно вертикальной оси, а ротор гироскопа и его кольца стремятся сохранить первоначальное положение и только несколько сбиваются с него с течением времени благодаря наличию трения и других моментов сопротивления в осях колец. Пилот имеет возможность корректировать положение осей, изменяя положение оси ротора гироскопа в соответствии с показаниями магнитного компаса, и таким образом удерживать самолет на заданном курсе.

Для приведения во вращение ротора гироскопа фирма Сперри применяет насос *D*, поддерживающий внутри корпуса *C* разрежение порядка 10 *см*. Наружный воздух, поступающий в корпус через фильтр, подводится к ротору соплом и удаляется из корпуса насосом *D*. Струя, выходящая из сопла, ударяет о зазубренный край ротора гироскопа, приводя его во вращение.

Кроме того, воздух поступает в корпус *C* через два добавочных сопла *E* и *F*, соединенные с камерой *G*, разделенной на две части диа-

фрагмой H. Трубка, подводящая воздух к обеим частям этой камеры, присоединена к фильтру V.

Когда самолет находится на заданном курсе, то воздух поступает в одинаковых количествах через оба сопла E и F, а следовательно, и через обе части камеры G. При отклонении самолета от заданного курса в ту или другую сторону одно из сопел прикрывается полукруглой заслонкой J, прикрепленной к внешнему кольцу гироскопа и расположенной непосредственно под соплами. Таким образом между обеими частями камеры G возникает разность давлений, и диафрагма H прогибается в ту или другую сторону в зависимости от того, какое из сопел оказалось прикрытым, т. е. в зависимости от того, в какую сторону отклонился самолет. Благодаря такому устройству сам гироскоп не встречает со стороны диафрагмы H противодействия, которое могло бы помешать свободе его движения относительно какой-нибудь из трех осей.



Фиг. 46.

Диафрагма связана с уравновешенным поршневым золотником K, регулирующим циркуляцию масла от насоса L, нагнетающего или откачивающего масло из цилиндра M сервомотора W в зависимости от направления смещения поршня золотника. Поршень сервомотора соединен с рулем, как показано на фиг. 44. Когда самолет находится на заданном курсе, а руль в среднем положении, то поршень золотника K занимает нейтральное положение, и поток масла от насоса L замыкается накоротко обходной трубкой P, включаемой и выключаемой автоматически при помощи клапана. Другой клапан U, которым снабжен цилиндр сервомотора, позволяет пилоту мгновенно выключать автоматическое управление и переходить на ручное.

Чтобы отклонение руля во все моменты времени было пропорциональным перемещению поршня золотника K, т. е. углу отклонения самолета, который должен быть скорректирован поворотом руля, необходимо располагать следящим устройством. Для этого сопла E и F прикрепляются не к стенке корпуса C, как изображено на фиг. 45, а на отдельном основании (фиг. 44), так что они могут вращаться вокруг оси, параллельной вертикальной оси внешнего кольца. Это основание связано тросом с рулем.

Таким образом при закрытии одного из сопел F благодаря отклонению руля основание сопел будет поворачиваться в таком направлении, чтобы снова открыть сопло. В результате диафрагма H и поршень золотника K возвратятся в нейтральное положение, доступ масла в цилиндр сервомотора закроется и поршень его останется в положении, соответствующем углу поворота самолета.

Устройства для управления элеронами и рулем высоты имеют подобную же конструкцию. Применяемый в них гироскоп монтируется таким образом, чтобы ось вращения его ротора занимала вертикальное положение. Поэтому гироскоп оказывается чувствительным

к углам поворота как вокруг продольной, так и вокруг поперечной оси.

Этот гироскоп снабжен двумя парами сопел; одна пара соединена с рулем высоты, а другая — с элеронами. Первая пара сопел перекрывается заслонкой, прикрепленной к внешнему кольцу гироскопа, а вторая — заслонкой, прикрепленной к внутреннему кольцу. Ось ротора гироскопа поддерживается в вертикальном положении не при помощи корректирования, производимого время от времени пилотом, а автоматически. Устройство, предназначенное для этой цели, изображено на фиг. 46.

Ротор гироскопа заключен в камеру, в нижней части которой сделаны четыре отверстия, расположенные симметрично по ее окружности, через 90° друг от друга. Эти отверстия перекрываются заслонками-маятниками. Если ось ротора гироскопа и, следовательно, камера вертикальны, то все четыре отверстия закрыты заслонками одинаково на половину. Из открытых частей отверстий непрерывно вытекает воздух, создавая реактивное давление на нижнюю часть камеры.

Если ось ротора и камера окажутся отклоненными от вертикали (фиг. 46), то одна пара заслонок, вследствие действия силы тяжести остающихся в вертикальном положении, откроет одно из отверстий больше, чем другое, ему противоположное. Разность реакций струй воздуха, вытекающего из отверстий, действуя вокруг оси камеры, перпендикулярной к той оси, вокруг которой она повернулась, заставит гироскоп прецессировать до тех пор, пока он не возвратится в прежнее вертикальное положение.

Демпфирующий эффект запаздывания

Необходимо заметить, что в современном автопилоте Сперри для самолетов нет ничего похожего на применявшийся прежде анемометр, который, действуя на руль, демпфировал его движение.

В нем нет также свободного хода между индикатором и рулем, как в гиропилоте Сперри для кораблей, действие которого с некоторой степенью приближения можно считать эквивалентным действию демпфирующей составляющей. Нет в нем также и таких приспособлений, которые, как в британском автопилоте, делают индикатор углов поворота относительно вертикальной оси чувствительным еще и к наклону относительно продольной оси.

Поэтому может показаться, что в автопилоте Сперри угол поворота руля просто устанавливается пропорционально углу отклонения самолета от заданного курса и что необходимое демпфирование достигается благодаря естественному сопротивлению вращению самолета относительно вертикальной оси.

Это заключение верно только частично. Оно неправильно постольку, поскольку означает, что демпфирующая составляющая является нерегулируемой величиной, определяемой исключительно аэродинамическими характеристиками самолета, на котором установлен автопилот, и атмосферными условиями во время полета. В автопилоте Сперри имеется приспособление, при помощи которого пилот может регули-

ровать величину естественного сопротивления самолета и таким образом влиять на характер затухающих колебаний, совершаемых самолетом относительно заданного курса.

На фиг. 45 показан клапан N, вставленный в трубку, соединяющую масляный насос с золотником сервомотора. Этот «клапан для контроля скорости» устанавливается пилотом в соответствии с метеорологическими условиями, в которых происходит полет.

Согласно утверждению фирмы Сперри, этот клапан служит для изменения скорости приложения регулирующей силы, причем при любых летных условиях может быть найдено такое положение клапана, при котором самолет во время возвращения к заданному курсу испытывает наиболее слабые «качания».

Это объяснение назначения клапана N для «контроля скорости» не вполне строго. Оно даже было предметом некоторых споров. Так как этот вопрос имеет большое значение при конструировании автоматических регуляторов любых типов, то мы попытаемся дать более полное толкование.

В третьей статье указывалось, что введение золотника и сервомотора для передачи сигналов от индикатора к регулирующему органу обязательно связано с созданием некоторого запаздывания между реакцией индикатора на подлежащее коррекции отклонение и реакцией регулирующего органа на сигнал индикатора. Это запаздывание зависит от ряда факторов, включая инерцию регулирующего органа и его привода, а также упругость всех элементов устройства. Запаздывание появляется само собой вследствие того, что давление под поршнем сервомотора, требуемое для передвижения регулирующего органа, не может возрастать мгновенно. Поэтому после передвижения поршня золотника пройдет определенный промежуток времени, а затем начнет двигаться поршень сервомотора. Длительность этого промежутка будет функцией давления жидкости, подаваемой золотником в цилиндр. Итак, «клапан для контроля скорости» можно рассматривать просто как средство для изменения давления рабочей жидкости, поступающей в цилиндр сервомотора, и, следовательно, как приспособление для изменения величины запаздывания между реакцией индикатора и соответствующей реакцией регулирующего органа.

Итак, перед нами стоит задача — изучить движение колеблющегося тела, находящегося под действием «естественного» демпфирующего сопротивления, пропорционального в любой момент времени его мгновенной скорости, и «приложенной» восстанавливающей силы, пропорциональной в некоторый момент времени, скажем t, смещению тела в некоторый более ранний момент, скажем $t - k$, где k — постоянное запаздывание, величину которого можно изменять по желанию.

Эта задача может быть исследована при помощи того же графического метода, который использован при рассмотрении эффекта свободного хода в гиропилоте Сперри для кораблей. Однако в противоположность задаче о свободном ходе, проблема запаздывания вполне доступна математическому анализу.

Этот анализ показывает, что если естественное сопротивление отсутствует, т. е. если движение тела — гармоническое, незатухающее

колебание, то запаздывание в приложении восстанавливающей силы эквивалентно введению некоторой «демпфирующей» составляющей. Однако это «демпфирование» имеет отрицательный характер, т. е. оно не препятствует движению тела, а всегда помогает ему. «Отрицательное затухание» не является математической абстракцией, хотя его и нельзя получить при помощи сопротивления вязкой жидкости или другого источника трения. Введение в механизм лишней зубчатки или эквивалентного ей элемента, создающего добавочное движение органа, прикладывающего восстанавливающую силу, представляет собой все необходимое для получения на практике отрицательного демпфирования. Эффект отрицательного демпфирования, как и следовало бы ожидать, заключается в том, что однажды начавшееся колебание не затухает, как при положительном демпфировании, а непрерывно возрастает по амплитуде.

Если желательно создать эффект, эквивалентный положительному демпфированию, при немгновенном реагировании регулирующего органа на сигнал индикатора, то необходимо иметь отрицательное запаздывание, т. е. уже не запаздывание, а опережение. Свободный ход в гиропилоте Сперри для кораблей удовлетворяет в некоторой степени требованиям, предъявляемым к устройству для получения опережения.

Итак, введение запаздывания в случае отсутствия естественного демпфирующего сопротивления несомненно вредно для автоматического регулирования, так как оно превращает затухающие колебания в колебания с непрерывно возрастающей амплитудой. Если же естественное сопротивление не равно нулю, то ограниченное по величине запаздывание, изменяя эффект естественного сопротивления, позволяет регулировать величину демпфирующей составляющей. Увеличение запаздывания вплоть до некоторого предела не нарушает затухающего характера колебаний тела. Увеличивая запаздывание от нуля до некоторого определенного предела, мы будем изменять период и декремент затухания колебаний тела. Эти величины и являются теми характеристиками, которые может регулировать пилот. Изменяя запаздывание при помощи «клапана для контроля скорости» N (фиг. 45), пилот может воздействовать на характер движения самолета при его возвращении к заданному курсу после некоторого возмущения.

Если запаздывание увеличивается до предельного значения так, что его «демпфирующий» эффект уравновешивает эффект естественного сопротивления, то движение самолета превращается в установившееся колебание с постоянной амплитудой, как при простом гармоническом движении. Дальнейшее увеличение запаздывания приводит в конце концов к отрицательному демпфированию, при котором амплитуда колебаний начнет непрерывно возрастать.

Если численные значения различных постоянных, входящих в рассмотрение задачи, не заданы, то математический анализ может лишь показать, что изменение запаздывания позволяет регулировать период и декремент затухающих колебаний тела, возвращающегося в нормальное положение. Однако теоретически нельзя определить, можно ли изменять указанным способом период и декремент колебаний в таких широких пределах, как требует практика.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ЗАМЕЧАНИЕ

Демпфирующий эффект запаздывания

Рассмотрим тело, колеблющееся под действием: 1) «естественной», демпфирующей силы, пропорциональной в любой момент его скорости, 2) «приложенной» демпфирующей силы, пропорциональной в любой момент t скорости, которую тело имело в некоторый более ранний момент времени $(t - h)$, и 3) приложенной восстанавливающей силы, пропорциональной в любой момент t отклонению тела, которое оно имело в некоторый предыдущий момент времени $(t - k)$, где h и k — постоянные, но не обязательно равные друг другу запаздывания. Тогда, если $X = f\,(t)$—отклонение тела, то диференциальное уравнение его движения будет иметь вид:

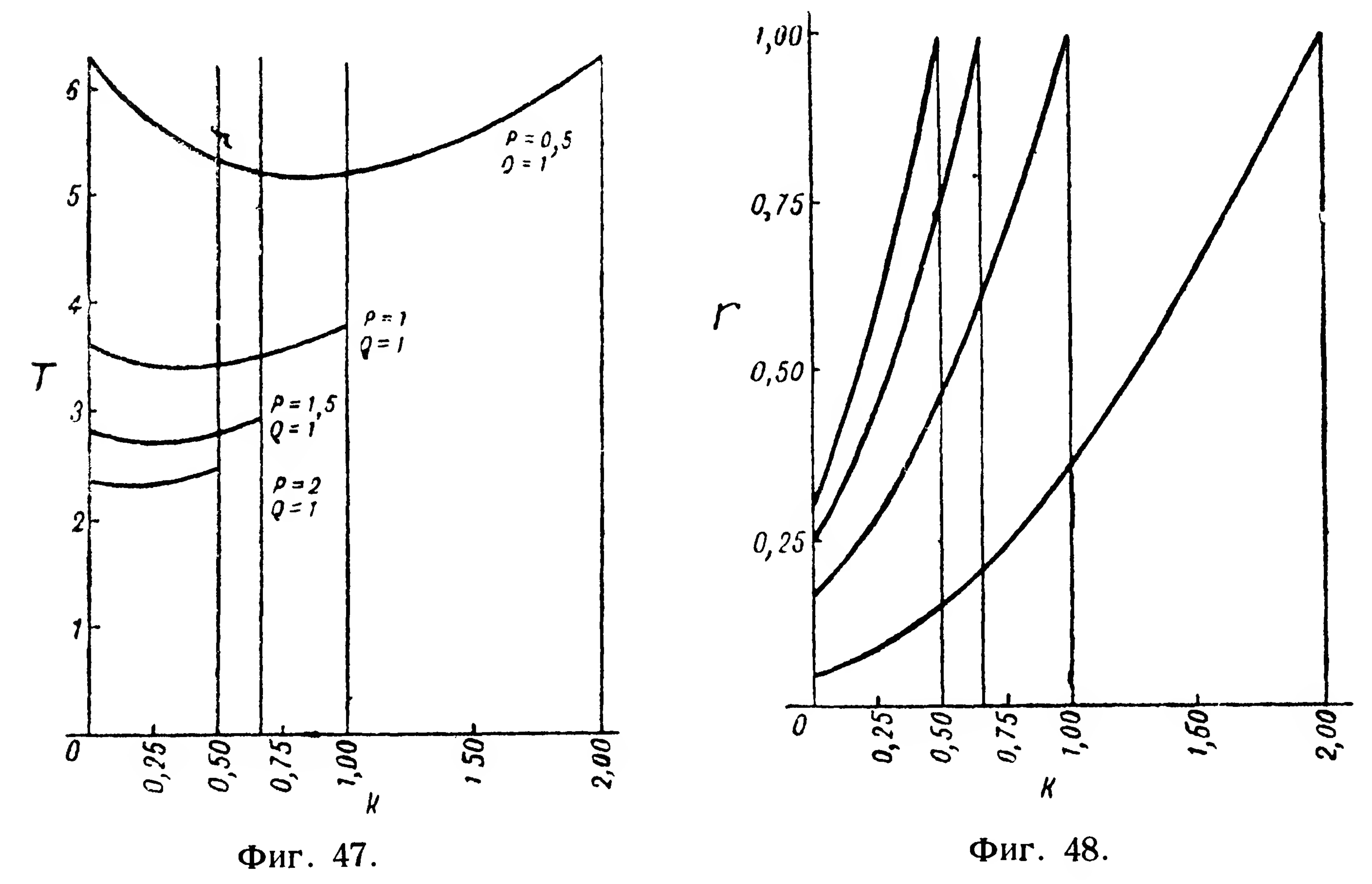
$$\ddot{X} + Q\dot{X} + N\dot{f}(t - h) + Pf(t - k) = 0. \qquad (1)$$

Согласно теореме Тейлора, вообще,

$$F(y - c) = F(y) - c\dot{F}(y) + \frac{c^2}{2}\ddot{F}(y)$$

или

$$\dot{F}(y - c) = \dot{F}(y) - c\ddot{F}(y) + \frac{c^2}{2}\dddot{F}(y).$$



Фиг. 47. Фиг. 48.

Подставляя эти ряды в уравнение (1), пренебрегая членами, содержащими производные выше чем второго порядка, и заменяя $f\,(t)$, $\dot{f}(t)$ и $\ddot{f}(t)$ соответственно через X, $\dot{X}$ и $\ddot{X}$, получим:

$$\left(1 - Nh + \frac{Pk^2}{2}\right)\ddot{X} + (Q + N - Pk)\dot{X} + PX = 0. \qquad (2)$$

1. Предположим, что как «естественная», так и «приложенная» демпфирующие силы равны нулю, т. е. $Q = N = 0$. Тогда уравнение (2) примет вид:

$$\left(1 + \frac{Pk^2}{2}\right)\ddot{X} - Pk\dot{X} + PX = 0.$$

Таким образом запаздывание в приложении восстанавливающей силы вводит член, соответствующий наличию отрицательной демпфирующей силы, и движе-

ние тела из простого гармонического колебания превращается в движение с непрерывно возрастающей амплитудой.

2. Предположим, что естественная демпфирующая не равна нулю, а приложенная демпфирующая сила отсутствует, т. е. $N = 0$. Тогда уравнение (2) примет вид:

$$\left(1 + \frac{Pk^2}{2}\right)\ddot{X} + (Q - Pk)\dot{X} + PX = 0 \qquad (3)$$

или

$$\ddot{X} + 2b\dot{X} + a^2X = 0, \qquad (4)$$

где

$$a^2 = \frac{P}{J}, \quad b = \frac{1}{2}\,\frac{Q - Pk}{J}, \quad J = 1 + \frac{Pk^2}{2}.$$

Отсюда следует, что если запаздывание k больше Q/P, то эффективная демпфирующая сила будет отрицательной и амплитуда колебаний будет непрерывно увеличиваться. Если k равно Q/P, то амплитуда колебаний будет оставаться постоянной, как в случае простого гармонического движения. Если k меньше Q/P, то амплитуда колебаний будет уменьшаться в соответствии с уравнением:

$$X = Ce^{-bt} \sin (mt + B), \qquad (5)$$

где $m = \sqrt{a^2 - b^2}$. Период колебательного движения, представленного формулой (5), равен $2\pi/m$, или

$$T = \frac{2\pi\,(2 + Pk^2)}{\sqrt{P^2k^2 + 2PQk + 4P - Q^2}}. \qquad (6)$$

На фиг. 47 даны кривые зависимости T от k при изменении k от 0 до Q/P, для $Q = 1$, и для $P = 1/2$, 1, $1\frac{1}{2}$ и 2.

«Коэфициент затухания» — отношение какого-либо максимума или минимума кривой отклонений к предшествующему максимуму или минимуму — равен $r = e^{-bT}$. Кривые зависимости r от k при тех же значениях Q и P приведены на фиг. 48.

Из фиг. 47 видно, что при заданных P и Q период колебаний можно изменять, изменяя запаздывание k. При увеличении запаздывания, начиная от нуля, период сначала уменьшается, достигает минимума, а затем снова увеличивается. Конечное значение периода, соответствующее $k = Q/P$ — простому гармоническому движению, может быть больше значения периода при нулевом запаздывании.

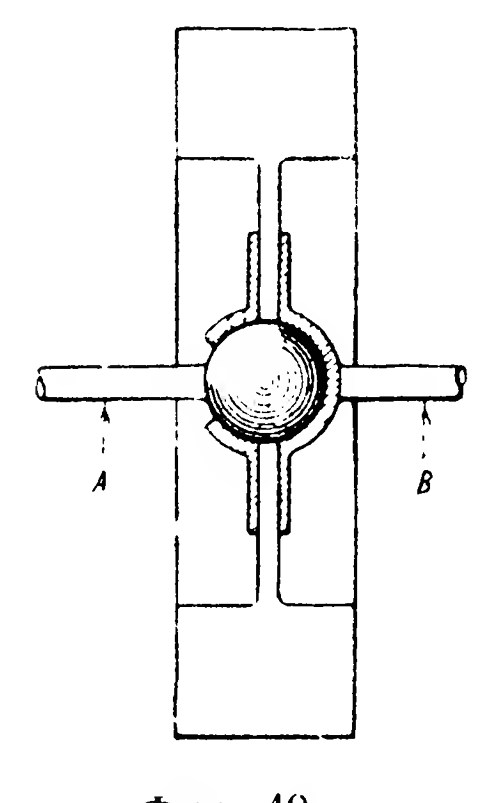
Из фиг. 48 видим, что изменение периода колебаний сопровождается быстрым увеличением коэфициента r, т. е. при увеличении запаздывания отношение предыдущего максимума кривой отклонения к последующему уменьшается, пока, наконец, при запаздывании $k = Q/P$ не станет равным единице.

Если отношение предыдущего максимума к последующему равно единице, то это указывает на отсутствие всякого затухания и на то, что тело совершает простое гармоническое колебательное движение.

СТАТЬЯ XI

АВТОПИЛОТ ПОЛЛОК БРАУН

Прибор, известный под названием девиатор (deviator), изобретен Поллок Брауном и производится фирмой P. B. Deviator Ltd. Этот прибор используется в качестве автопилота для самолетов. Он прост по конструкции, дешев и не требует особого ухода. В течение последних трех или четырех лет этот прибор тщательно испытывался во многих полетах и в настоящее время применяется на самолетах британских воздушных путей и различных организаций.



Фиг. 49.

Главная отличительная особенность прибора, имеющая большой научный и практический интерес, заключается в том, что применяемый в нем в качестве индикатора гироскоп не имеет колец. Ось *A* (фиг. 49) приводится в движение маленьким Пельтоновским колесом с масляным питанием и имеет на конце шарик диаметром 12 *мм*. На этом шарике подвешено при помощи двух подшипников, имеющих форму полушарий, маховое колесо весом около 450 *г*. В одном из подшипников сделан вырез, благодаря которому маховик может поворачиваться относительно шарика приблизительно на 36°.

К другому подшипнику прикреплен стержень *B*, при помощи которого отклонения маховика передаются сервомотору. Ведущая ось *A* делает от 4000 до 5000 об/мин. Маховое колесо приводится в движение исключительно благодаря фрикционному контакту между ним и шариком и делает меньшее число оборотов, чем ось, скажем, 3000 об/мин. Так как центральный шариковый подшипник хорошо смазывается, то трение между шариком и полушариями имеет характер жидкого трения. Один такой маховик управляет одновременно курсовым рулем и рулем высоты. Если, кроме того, необходимо управление элеронами, то на самолете устанавливают второе устройство, состоящее из соответствующим образом расположенного маховика, чувствительного только к движению самолета относительно продольной оси.

Известно, что маховое колесо, смонтированное обычным способом внутри пары колец, представляет собой несовершенную модель тела, которое может свободно двигаться вокруг трех взаимно перпендику-

лярных осей. Такое маховое колесо обладает тремя степенями свободы только в начальном положении, пока оно не начнет прецессировать. Если внутреннее кольцо начинает прецессировать, то свобода движения маховика отчасти нарушается. Если отклонение кольца достигнет 90°, то вращающаяся ось маховика совпадет с осью внешнего кольца и одна из трех степеней свободы, а именно — свобода вращения относительно второй диаметральной оси будет полностью потеряна.

Устройство, изображенное на фиг. 49, свободно от этого дефекта. Здесь маховик может свободно вращаться относительно трех взаимно перпендикулярных осей как до прецессии, так и после нее при условии, что прецессия не превышает 36°.

Следующий недостаток обычного гироскопа с кольцами — наличие трения в осях.

Метод подвеса маховика, предложенный Поллок Брауном, дает возможность получить такие результаты, которые по сути дела эквивалентны устранению этого трения, потому что, если трение устранено в одном направлении, а оно устранено в направлении вращения маховика, то оно будет устранено и во всех других направлениях, в частности, вокруг поперечной и вертикальной осей.

Помимо этих свойств, представляющих большой интерес и значение, устройство, изображенное на фиг. 49, обладает несколькими менее очевидными особенностями, делающими его еще более интересным.

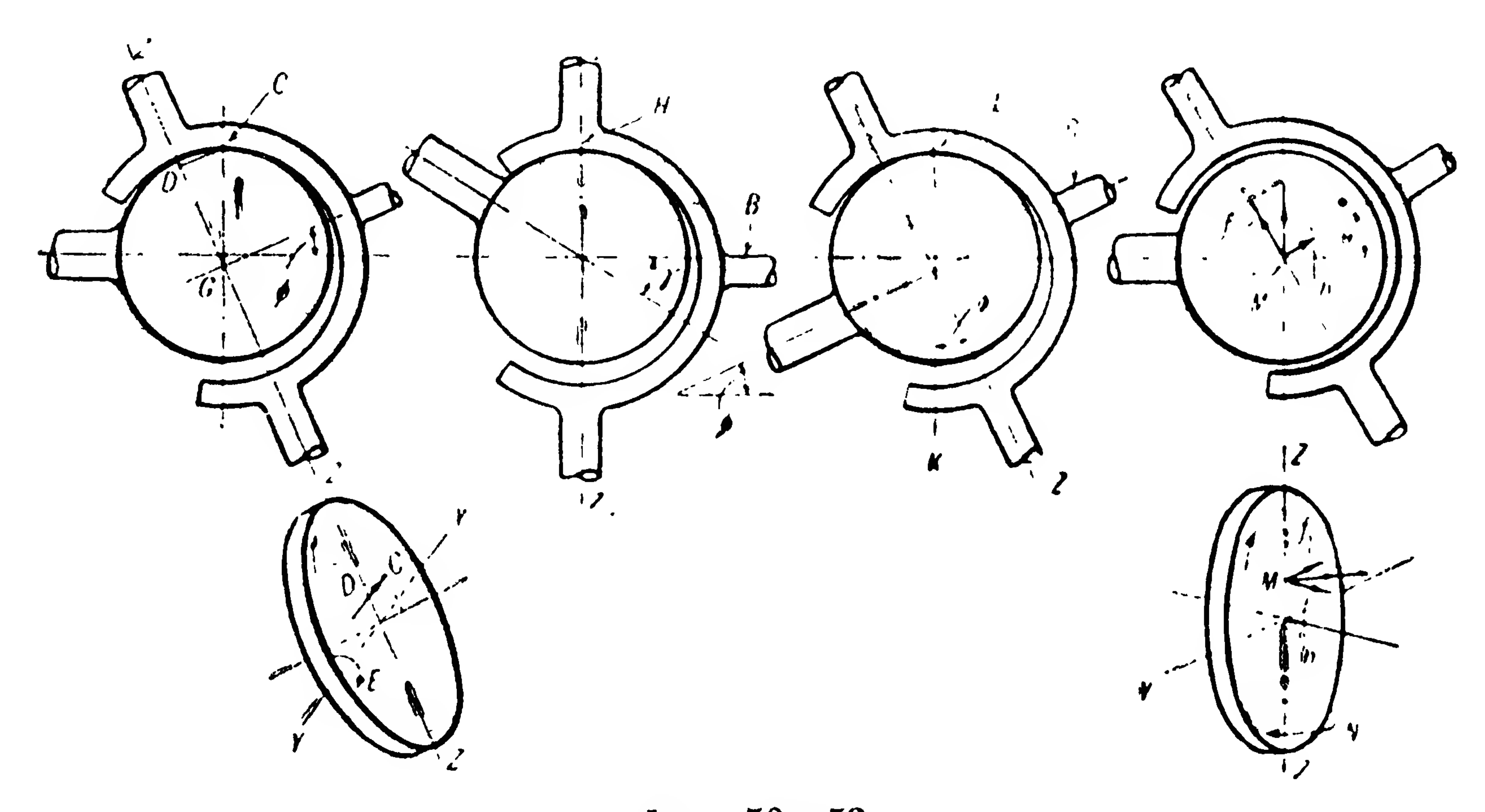
Предположим сначала, что девиатор используется исключительно для управления рулем высоты. При вращении самолета вокруг поперечной оси маховик, обладая гироскопическим свойством, будет сохранять прежнее положение. Поэтому относительное перемещение стержня B можно использовать для получения сигнала, который посредством сервомотора произведет пропорциональное отклонение руля высоты. Прибор будет выполнять удовлетворительно указанную операцию только в том случае, если он не стремится изменить начальное положение.

Для того чтобы изучить поведение прибора, предположим, что маховик вследствие какой-либо причины отклонился от первоначального положения, которое он занимал по отношению к ведущей оси, на угол Φ (фиг. 50), причем ось осталась горизонтальной. На фигуре шарик изображен с заметно меньшим радиусом, чем подшипники, имеющие форму полушарий. Это и соответствует действительности, так как для хорошей смазки и свободы движения маховика относительно шарика необходимо, чтобы оба радиуса были неодинаковыми. Достаточно даже ничтожного различия в радиусах шарика и подшипника, чтобы соприкосновение между шариком и маховиком было только в одной точке. Этой точкой и является точка C, лежащая на вертикали, проходящей через центр тяжести G маховика.

Сила, приводящая во вращение маховик, будет поэтому сконцентрирована в точке C. Она направлена перпендикулярно к плоскости чертежа. Эта сила не только вращает маховик, но и создает момент с плечом CD относительно диаметральной оси ZZ. Если ось вращается в указанном направлении, то маховик обязательно будет

вращаться в том же направлении, и сила, приложенная к точке *C*, будет направлена, как показано на фиг. 50 внизу. Поэтому момент, действующий относительно оси *ZZ* в соответствии с законами движения гироскопа, создает прецессию маховика вокруг оси *YY* в направлении, указанном стрелкой *E*, т. е. в направлении, требующемся для уменьшения наклона Φ до нуля. Этот результат остается справедливым также и в том случае, если наклон Φ произошел в противоположном направлении. Он не зависит от направления вращения ведущей оси, так как маховик и ось всегда вращаются в одном и том же направлении.

Итак, отсюда следует, что при горизонтальной ведущей оси единственным устойчивым положением маховика является то, в котором ось вращения также горизонтальна. Маховик, отклоненный от этого положения и предоставленный самому себе, будет возвращаться к нему.



Фиг. 50—53.

Существенное значение для работы прибора имеет скорость, с которой маховик после отклонения возвращается к своему устойчивому положению. Прецессия относительно оси *YY* пропорциональна моменту относительно оси *ZZ*, создаваемому силой, приложенной в точке *C*. Этот момент пропорционален силе, действующей в точке *C*, умноженной на плечо *CD*. Следовательно, если наклон маховика и радиус шарика малы, то момент будет мал и скорость прецессии невелика. При выборе скорости возвращения маховика в прежнее положение после отклонения необходимо учитывать целый ряд факторов. Все они требуют, чтобы эта скорость была небольшой. Данные, полученные во время практических испытаний, показывают, что ротор диаметром 120 *мм*, весящий 450 *г* и вращающийся со скоростью 2850 об/мин, возвращается в прежнее положение после отклонения на 4° приблизительно через 4 мин., после отклонения на 8° — через $6^1/_4$ мин. и после отклонения на 16° — через $8^1/_2$ мин. Эти цифры показывают, что время возвращения изменяется по показательному за-

кону, и подтверждают результаты, полученные при помощи математического анализа. Так как на практике отклонения едва ли могут превышать 16° или даже 8°, можно принять, что маховик возвращается из отклоненного положения в указанных условиях со скоростью около 1° в минуту.

Располагая этими цифрами и сведениями, перейдем к рассмотрению действия устройства при повороте самолета на некоторый угол вокруг поперечной оси (фиг. 51). Наклон ведущей оси сопровождается практически безфрикционным передвижением шарика относительно подшипников.

Следовательно, если ось вращения маховика гироскопа была горизонтальной до наклона самолета, то она не изменит положения и после наклона. Поэтому передвижение корпуса самолета относительно стержня *B* можно использовать обычным способом, для того чтобы скорректировать наклон самолета при помощи руля высоты.

Способность маховика самоустанавливаться, о которой упоминалось при рассмотрении фиг. 50, сохраняется и при корректирующем воздействии устройства на наклон самолета. Действительно, если шарик и его подшипники имеют совершенные сферические поверхности, то в случае, изображенном на фиг. 51, на маховик будет действовать фрикционная сила в точке *H*. Эта точка расположена на диаметральной оси *ZZ* маховика, а не смещена по отношению к ней, как на фиг. 50 для точки *C*. Следовательно, сила в *H* не создает момента относительно оси *ZZ*, и маховик не прецессирует относительно другой диаметральной оси.

Следует заметить, что если бы даже маховик, для случая изображенного на фиг. 51, стремился привести стержень *B* к совпадению с осью шарика, то он все же мог бы создать эффективное корректирующее движение руля высоты. Движение стрежня *B* к направлению ведущей оси, происходит настолько медленно, что задолго до совпадения стержня с направлением этой оси последняя вследствие корректирующего действия руля высоты уже примет положение, совпадающее с положением стержня.

Итак, мы видим, что способность маховика самоустанавливаться (фиг. 50), препятствующая появлению наклонов его оси вращения по отношению к стержню *B*, не мешает корректирующему действию устройства, выравнивающего самолет.

Как было отмечено в девятой статье, гироскоп, применяемый в качестве индикатора отклонений самолета относительно поперечной оси, не должен сохранять свою ось вращения все время параллельной ее первоначальному направлению, а должен прецессировать относительно поперечной диаметральной оси с небольшой скоростью, обеспечивающей направление полета всегда под прямым углом к местному направлению силы тяжести. Скорость этой прецессии, как уже пояснялось, определяется скоростью самолета и кривизной Земли. Вообще говоря, требуемая скорость может колебаться в пределах от 2 до 10 или 12° в час. Скорость самоустанавливающегося движения маховика (фиг. 50), как указывалось, равна около 60° в час. Следовательно, численно она вполне достаточна для того, чтобы всегда обеспечить

требуемую прецессию, и для этого нужно лишь располагать соответствующими техническими средствами.

Из фиг. 52 можно видеть, что вследствие стремления гироскопа самоустановиться требующаяся прецессия оси гироскопа в нужном направлении получается автоматически.

Предположим, что в начале полета ведущая ось горизонтальна и ось вращения маховика совпадает с нею. Если бы ось маховика сохраняла свое положение в пространстве, то, как было пояснено при рассмотрении фиг. 38, через некоторый промежуток времени конфигурация системы приняла бы вид, изображенный на фиг. 52. Плоскость маховика была бы наклонена относительно местного направления силы тяжести JK на угол Φ, и самолет, вынужденный повиноваться управлению, производимому стержнем B, набирал бы высоту под тем же углом Φ.

При такой конфигурации сила тяги передавалась бы от шарика к маховику через точку L, а так как эта точка не находится на оси ZZ, то сила тяги и создавала бы некоторый момент относительно оси ZZ. Следовательно, появилась бы прецессия относительно другой диаметральной оси YY. Из фиг. 50 следует, что прецессия происходила бы в такую сторону, что ось вращения (стержень B) маховика наклонялась бы к направлению местной горизонтали. Это перемещение стержня B относительно корпуса самолета вызвало бы отклонение руля высоты в направлении, требуемом для того, чтобы самолет занял новое положение относительно оси вращения маховика, т. е. нашел местную горизонталь. Как уже указывалось, «самоустанавливающаяся» прецессия маховика вполне достаточна для обеспечения требуемой перестановки.

На практике весь процесс происходит непрерывно, вследствие чего во время полета маховик, а следовательно, и самолет непрерывно устанавливаются в соответствии с направлением местной горизонтали.

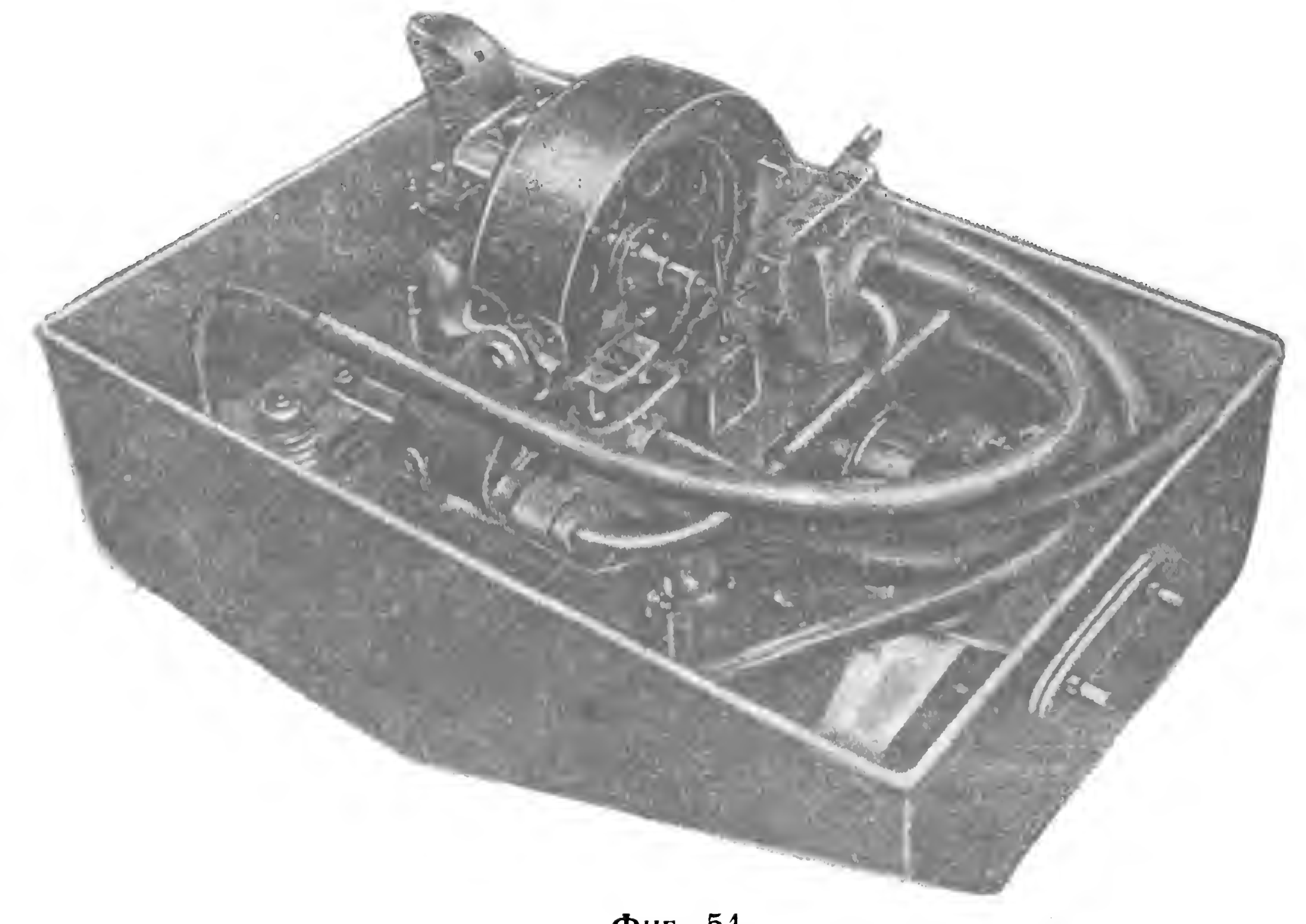
Подобные же рассуждения справедливы и в отношении угловых перемещений самолета в горизонтальной плоскости. На фиг. 53 приведен вид в плане центрального шарикового подшипника. Маховик изображен наклоненным к заданному положению под углом Θ.

Сила тяги, приложенная в точке M, наивысшей на поверхности шарика, имеет две составляющих. Одна из составляющих стремится вращать маховик. Другая составляющая отстоит от горизонтальной диаметральной оси YY на расстоянии, равном радиусу шарика. Поэтому составляющая h создает момент относительно оси YY и, следовательно, заставляет маховик прецессировать относительно другой вертикальной диаметральной оси ZZ. Из основного гироскопического закона следует, что направление этой прецессии таково, что угол Θ будет стремиться к нулю. Отсюда видим, что устройство обладает свойством самоустанавливаться относительно вертикальной, так же как и относительно поперечной оси.

Этой же фигурой можно воспользоваться для изображения относительного расположения частей системы в том случае, когда самолет отклоняется от заданного курса, определяемого положением оси вращения маховика, на некоторый угол Θ. Очевидно, что в этом случае

движение маховика, обладающего способностью самоустанавливаться, накладывается на коррекцию угла отклонения от заданного курса. Однако скорость этого движения настолько мала по сравнению со скоростью реакции самолета на поворот руля, что курс оказывается скорректированным задолго до того момента, когда влияние указанного движения на сигнал, производящий коррекцию курса, успеет достигнуть сколько-нибудь заметной величины.

Детали механизма, приводимого в действие рассмотренным индикатором, нуждаются лишь в самом кратком описании. На фиг. 54 изображена установка для управления рулем направления полета и рулем высоты. Стержень B связан с двумя вилками; одна из них расположена горизонтально, а другая вертикально. Эти вилки, приводимые в движение стержнем, воздействуют на золотники, служащие для



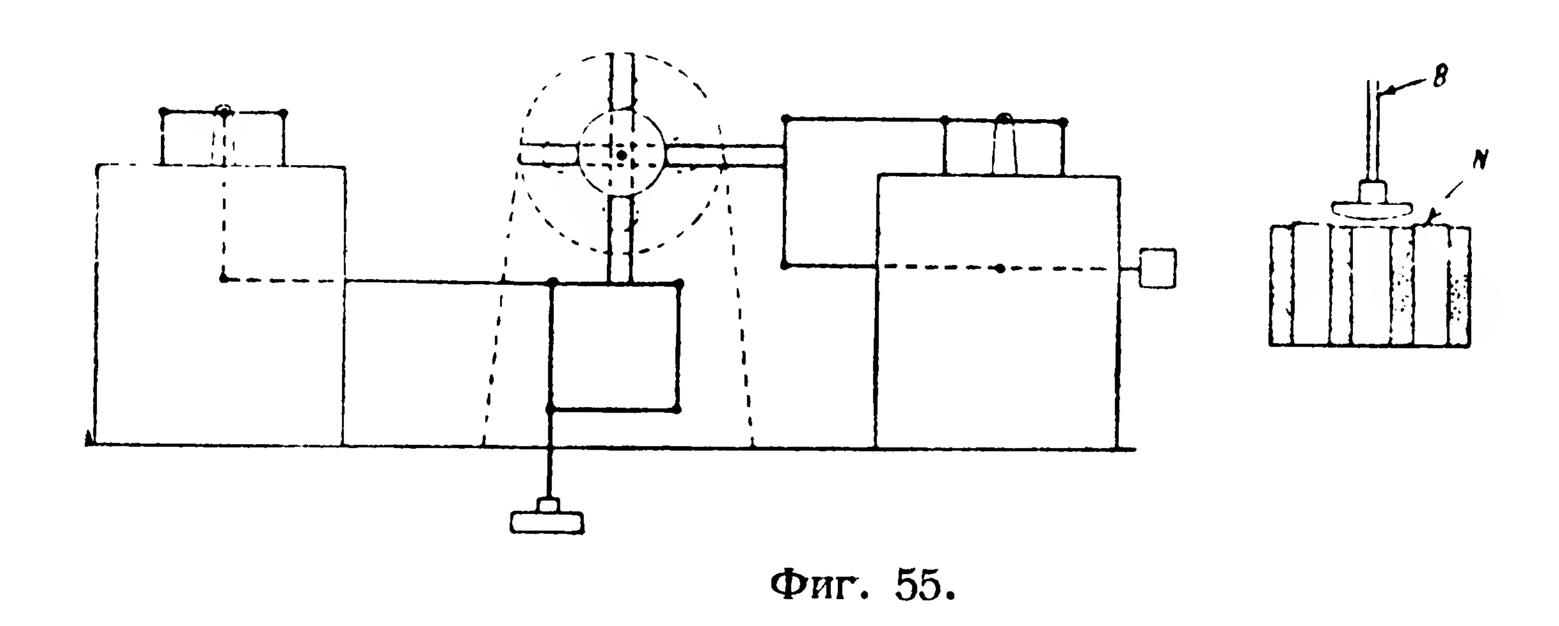
Фиг. 54.

впуска масла под давлением в цилиндры сервомоторов. Один из цилиндров связан с курсовым рулем, а другой с рулем высоты.

Требуемое следящее движение получается путем использования обычного принципа обратной связи курсового руля и руля высоты с золотниками.

Для регулировки угла наклона самолета относительно поперечной оси и для изменения его курса имеется приспособление, создающее прецессионный момент, действующий вокруг соответствующего диаметра маховика. Общий вид этой части устройства схематически изображен на фиг. 55. На конце стержня B укреплен якорь, ось которого нормально совпадает с направлением центральной оси группы четырех радиально расположенных электромагнитов N, установленных на общем основании. При включении одной из пар горизонталь-

ных электромагнитов к маховику вокруг его вертикального диаметра *ZZ* прикладывается момент. Этот момент заставляет прецессировать маховик вокруг его вертикального диаметра *YY* и приводит в действие при помощи горизонтальной пары вилок золотник руля высоты. Точно так же при включении одной из пар вертикальных электромагнитов к маховику прикладывается момент, действующий вокруг *YY*. Этот момент создает прецессию вокруг оси *ZZ* и приводит в действие при помощи горизонтальной пары вилок золотник курсового руля. Группа электромагнитов может поворачиваться относительно центральной оси. Поворачивая электромагниты из нормального положения и включая одну из пар электромагнитов, контролирующих



Фиг. 55.

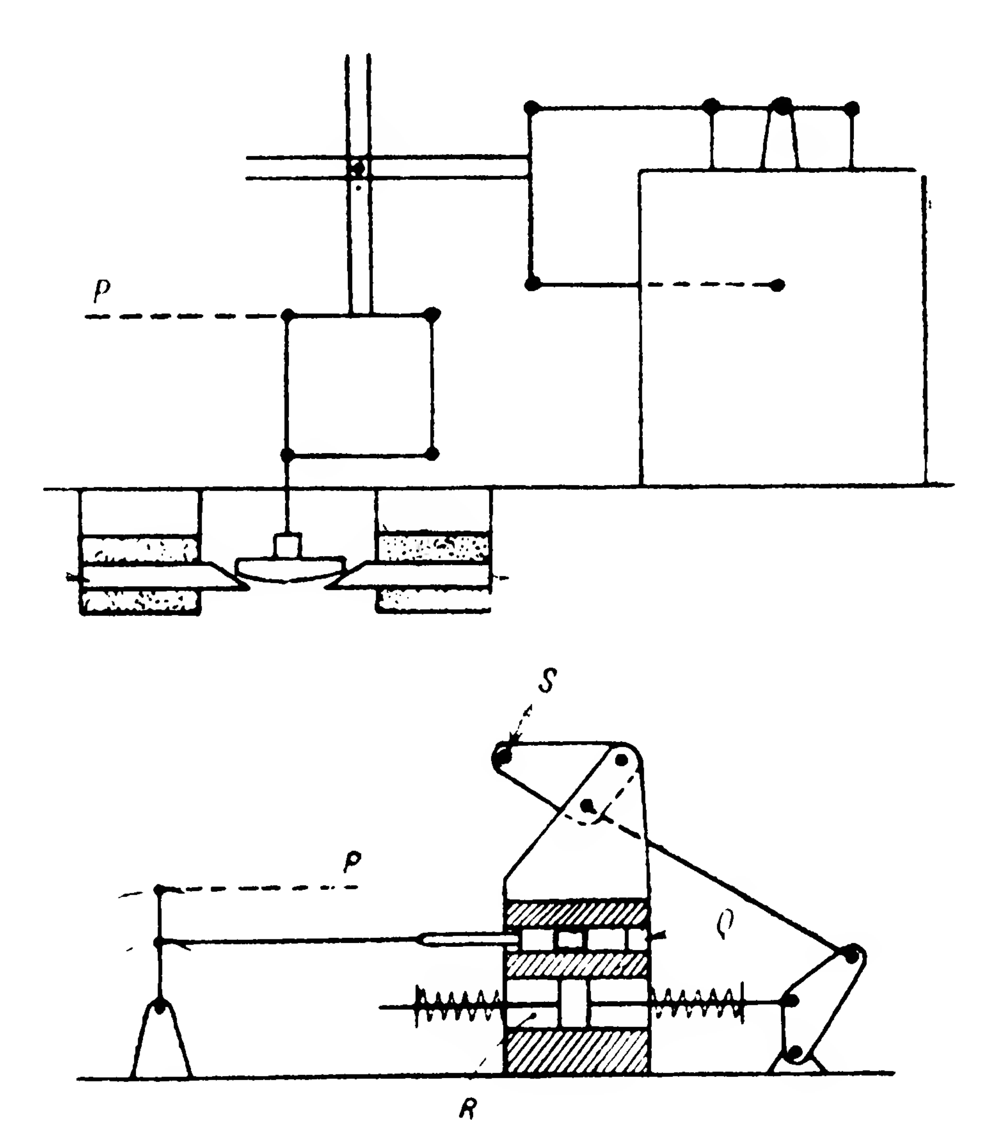
установку курса, пилот создает такую прецессию маховика, что изменение курса будет сопровождаться наклоном самолета вокруг поперечной оси; этот наклон может быть сделан пропорциональным скорости изменения курса. Ориентация электромагнитов может изменяться автоматически в соответствии с поперечным креном самолета путем присоединения группы к устройству, управляющему элеронами.

В этом случае всякое изменение курса будет сопровождаться соответствующей установкой угла наклона самолета относительно поперечной оси.

Аппаратура для управления элеронами в основных чертах аналогична аппаратуре для управления рулем высоты и рулем курса.

Ось вращения маховика в устройстве для управления элеронами располагается поперек самолета. Следовательно, это устройство имеет желаемую чувствительность не только к наклону самолета относительно продольной оси, но и нежелаемую чувствительность к углам поворота вокруг вертикальной оси. Для того чтобы устройство действовало удовлетворительно, чувствительность его к углам поворота вокруг вертикальной оси должна быть мала. Другими словами, при повороте самолета относительно вертикальной оси на некоторый угол необходимо создать прецессию маховика в устройстве для управления элеронами вокруг его вертикального диаметра *ZZ* на тот же угол. Эта прецессия может быть получена, если относительно горизонтального диаметра *YY* маховика приложить момент соответствующей величины и направления. Приспособления, служащие для этой цели, изображены на фиг. 56. Стержень *B* обхватывается двумя парами вилок.

Горизонтальная пара вилок приводит в действие золотник элеронов при наклоне самолета относительно продольной оси. Вторая пара вилок захватывается стержнем *B* в том случае, если самолет отклоняется на 5° от заданного курса. В этом случае стержень *P* приводит в действие небольшой золотник *Q*, и в цилиндр *R* сервомотора впускается масло под давлением. Сервомотор через специальный стержень нажимает на одну из горизонтальных вилок, вызывая требуемую прецессию вокруг горизонтальной оси маховика. Соединение всех этих деталей, показанное на фиг. 56, позволяет производить регулировку кренов самолета.



Фиг. 56.

Для того чтобы регулировать крен, необходимо заставить маховик прецессировать относительно горизонтального диаметра *YY*. Это означает, что относительно вертикального диаметра *ZZ* маховика должен быть приложен вращающий момент.

Этот момент создается путем включения одного из электромагнитов *T*, между которыми может колебаться якорь. Якорь связан с вертикальной парой вилок при помощи передачи, которая соединяет также стержень *P* с вилками.

Необходимо заметить, что в девиаторе Поллок Браун нет специальных приспособлений для получения демпфирующей составляющей дополнительно к восстанавливающему моменту, определяемому величиной отклонения самолета относительно вертикальной, поперечной или продольной оси. При этом полагаются на естественное сопротивление самолета движению относительно трех его главных осей. В отношении этой естественной демпфирующей составляющей можно высказать те же соображения, которые были сделаны при рассмотрении эффекта запаздывания на действие автопилота Сперри.

Установка для управления курсовым рулем и рулем высоты весит 12,5 *кг*. К этой цифре необходимо еще добавить вес баков с маслом, труб, масляного насоса и самого масла, равный 6,5 *кг*. Установка для управления элеронами весит 8 *кг*.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ЗАМЕЧАНИЕ

Если силу, приложенную в точке *C* (см. фиг. 50), обозначить через *F*, то ее момент относительно оси *ZZ* будет равен $Fr \sin \varphi$, где r — радиус шарика. Следовательно, если J — момент инерции маховика, а ω его угловая скорость, то

скорость прецессии Ф относительно оси YY, создаваемой моментом $Fr \sin \Phi$, будет определяться уравнением:

$$Fr \sin \Phi = - \frac{\omega \Phi J}{g}.$$

Отсюда

$$\operatorname{cosec} \Phi d\Phi = - A\, dt,$$

где

$$A = \frac{Frg}{\omega J}.$$

Интегрируя, получим:

$$\operatorname{tg} \frac{\Phi}{2} = Be^{-At}$$

или, если Ф мало:

$$\Phi = 2Be^{-At}$$

или

$$\Phi = \Phi_0 e^{-At},$$

где Φ_0 — начальное отклонение оси маховика относительно вала B.

Отсюда следует, что теоретически ось маховика стремится к совпадению с осью вала B с непрерывно уменьшающейся скоростью. Время, необходимое для полного совпадения направления обеих осей, теоретически равно бесконечности. Однако начальное отклонение уменьшится уже на 90% через промежуток времени, равный $t = \lg e \frac{10}{A}$. Следовательно, средняя скорость в течение этого промежутка времени будет равна: $\frac{0{,}9\ \Phi_0 A}{\lg e 10}$ или $0{,}4\ \Phi_0 A$, или $0{,}4\ Fr\, g \frac{\Phi_0}{\omega J}$. Та же формула применима также для определения скорости возвращения маховика к направлению, соответствующему заданному курсу.

ОГЛАВЛЕНИЕ
